

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ  
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ  
ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»

ІНСТИТУТ АЕРОКОСМІЧНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Кафедра систем керування літальними апаратами

«На правах рукопису»  
УДК 629.735.017

«До захисту допущено»  
Завідувач кафедри  
\_\_\_\_\_ О.В.Збруцький  
(підпис) (ініціали, прізвище)  
“ \_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 2019р.

**Магістерська дисертація**

зі спеціальності (спеціалізації) 173 «Авіоніка»

(Системи керування літальними апаратами та комплексами)

на тему: Інерціально-курсо-повітряна навігаційна система  
безпілотного літального апарату

Виконала: студентка II курсу, групи -81мп

\_\_\_\_\_ Вовк Юлія Євгенівна

(прізвище, ім'я, по батькові)

\_\_\_\_\_ (підпис)

Науковий керівник доцент, к.т.н., с.н.с. Пономаренко С.О.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

\_\_\_\_\_ (підпис)

Рецензент професор, к.т.н., Сухов

(посада, науковий ступінь, прізвище та ініціали)

\_\_\_\_\_ (підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.

Студент \_\_\_\_\_  
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України  
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Інститут/факультет аерокосмічних технологій  
(повна назва)

Кафедра систем керування літальними апаратами  
(повна назва)

Рівень вищої освіти – другий (магістерський) за освітньо-професійною програмою

Спеціальність 173 «Авіоніка»  
(код і назва)

Освітньо-професійна програма Системи керування літальними апаратами  
та комплексами

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Олександр ЗБРУЦЬКИЙ  
(підпис) (власне ім'я, прізвище)

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 р.

**ЗАВДАННЯ  
на магістерську дисертацію студенту  
Вовк Юлії Євгенівні**

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації Інерціально-курсо-повітряна навігаційна система  
безпілотного літального апарату.

науковий керівник дисертації Пономаренко Сергій Олексійович, к.т.н., с.н.с.,  
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «04» грудня 2020 р. № 3455-с

2. Термін подання студентом дисертації 17 грудня 2020 року

3. Об'єкт дослідження Інтегрована інерціально-курсо-повітряна навігаційна  
система БПЛА коптерного типу.

4. Предмет дослідження Алгоритми комплексної обробки навігаційної  
інформації в інтегрованій інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі  
БПЛА коптерного типу.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

1) Провести аналіз стану розробок і сфер застосування БПЛА.

2) Проаналізувати задачі, що виконуються за допомогою БПЛА в різних  
галузях цивільного і військового застосування.

3) Визначити типовий склад бортового інтегрованого обладнання БПЛА.

4) Дослідити алгоритми комплексної обробки інформації в інтегрованих  
навігаційних комплексах БПЛА.

5) Проаналізувати застосування варіантів фільтра Калмана для обробки  
навігаційних даних від ІНС та курсо-повітряних датчиків зі складу системи  
повітряних сигналів БПЛА коптерного типу.

6) Запропонувати алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації в  
інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі БПЛА, який забезпечує

збільшення часу роботи інтегрованої системи в режимі лінійного накопичення похибок координат.

6. Перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

1) Плакат з аналізом БпЛА та їх інтегрованого обладнання – 1 л., формат А-1.

2) Плакат з постановкою задач дослідження – 1 л. формат А-1.

3) Плакат з неінваріантною схемою комплексування навігаційної інформації – 1 л. формат А-1.

4) Плакат з процедурою визначення похибок курсо-повітряних датчиків на основі лінійної регресії – 1 л. формат А-1.

5) Плакат - етапи математичного моделювання неінваріантного алгоритму – 1 л. формат А-1.

6) Плакат з результатами математичного моделювання – 1 л. формат А-1.

7. Орієнтовний перелік публікацій

1) Стаття у фаховому виданні за результатами досліджень.

2) Доповіді на науково-технічних конференціях за темою досліджень.

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання 24 вересня 2019 року

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Строк виконання етапів дисертації	Примітка
1.	Огляд літератури з стану розробок БпЛА, та задач, що ними виконуються в цивільній і військовій сферах.	25/09/2019 30/11/2019	
2.	Визначити типовий склад бортового інтегрованого обладнання БпЛА та алгоритми його функціонування.	25/09/2019 30/11/2019	
3.	Дослідити алгоритми комплексної обробки інформації в інтегрованих навігаційних комплексах БпЛА.	02/12/2019 30/01/2020	
4.	Проаналізувати застосування варіантів фільтра Калмана для обробки навігаційних даних від ІНС та курсо-повітряних датчиків зі складу системи повітряних сигналів БпЛА коптерного типу.	02/12/2019 28/02/2020	
5.	Запропонувати алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації в інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі БпЛА, який забезпечує збільшення часу роботи інтегрованої системи в режимі лінійного накопичення похибок координат.	02/03/2020 29/05/2020	
6.	Провести математичне моделювання неінваріантного алгоритму комплексної обробки інформації.	01/06/2020 02/10/2020	
7.	Опублікування результатів досліджень у фаховому виданні.	01/09/2020 30/12/2020	
8.	Оформлення дисертації та захист магістерської дисертації	до 07/02/2021	

Студент

(підпис)

Юлія ВОВК

(власне ім'я, прізвище)

Науковий керівник дисертації

(підпис)

Сергій ПОНОМАРЕНКО

(власне ім'я, прізвище)

## РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація містить 93 сторінки, 17 ілюстрацій, 10 таблиць, 1 діаграму, список літератури 28 найменувань.

**Актуальність:** актуальність теми магістерської дисертації

"Інерціально-курсо-повітряна навігаційна система безпілотного літального апарату" полягає у тому, що вона спрямована на вирішення першочергового завдання при проектуванні та експлуатації БпЛА, а саме підвищенню точності визначення навігаційних параметрів навігаційної системи БпЛА шляхом поєднання переваг інерціальної і курсо-повітряної підсистем.

**Мета дослідження:** метою дослідження в магістерській дисертації є розроблення алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації в інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі безпілотного літального апарату, який забезпечує компенсацію похибок вимірювання швидкості вітру в інтегрованій навігаційній системі БпЛА на початковій ділянці польоту та збільшення часу роботи інтегрованої системи в режимі лінійного накопичення похибок координат.

**Завдання:**

1. Провести аналіз стану розробок і сфер застосування БпЛАкоптерного типу;
2. Проаналізувати задачі, що виконуються за допомогою БпЛА в різних галузях цивільного і військового застосування;
3. Визначити типовий склад бортового інтегрованого обладнання БпЛА коптерного типу;
4. Дослідити алгоритми інтегрування ІНС та курсо-повітряних датчиків зі складу системи повітряних сигналів БпЛА у тому числі й застосування фільтра Калмана;
5. Запропонувати алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації в інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі БпЛА, який

забезпечує збільшення часу роботи інтегрованої системи в режимі лінійного накопичення похибок координат.

**Об'єкт дослідження:** інтегрована інерціально-курсо-повітряна навігаційна система БПЛА коптерного типу.

**Предмет дослідження:** алгоритми обробки навігаційної інформації в інтегрованій інерціально-курсо-повітряній навігаційній системі БПЛА коптерного типу.

**Наукова новизна:** новизною магістерської дисертації є розроблення такого алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації від ІНС і курсо-повітряних датчиків, що забезпечує збільшення часу роботи інтегрованої системи в режимі лінійного накопичення похибок координат (режим курсо-повітряного зчислення координат) за рахунок компенсації похибок вимірювання швидкості вітру на початковій ділянці польоту.

**Практичне значення:** практичне значення результатів магістерської дисертації полягають у тому, що запропонований алгоритм дозволяє забезпечувати збільшення на 15-20% часу роботи інтегрованої системи БПЛА коптерного типу в режимі лінійного накопичення похибок координат (режим курсо-повітряного зчислення координат).

**Апробація результатів дисертації:**

**Публікації:**

**Ключові слова:** інерціальна навігаційна система, курсо-повітряне зчислення координат, БПЛА коптерного типу.

## ABSTRACT

**Relevance:** the relevance of the topic of the master's thesis "inertial-course-air system of an unmanned aerial vehicle" is that it is aimed at solving a priority task in the design and operation of a UAV, namely, increasing the accuracy of determining the navigation parameters of the UAV navigation system by combining the advantages of inertial and heading –air system.

**Objective:** the purpose of the study of the master's thesis is to develop an algorithm for complex processing of navigation information in the inertial-course-air navigation system of an unmanned aerial vehicle, which compensates for errors in measuring the wind speed in the integrated navigation system in the mode of line accumulation of coordinate errors.

**The task:**

1. Analyze the state of development and areas of use of the drone-type UAV;
2. Analyze the tasks that are performed using the UAV in various areas of civil and military use;
3. Determine the typical composition of the on-board integrated equipment of a drone-type UAV;
4. Investigate the algorithms for integrating ANN for head-to-air sensors from the UAV air signal system, including the use of the Kalman filter;
5. To suggest an algorithm for the integrated processing of navigation information in the inertial-course-air navigation system of the UAV, which provides an increase in the operating time of the integrated system in the mode of line accumulation of coordinate errors.

**Object of study:** an integrated inertial-course-air navigation system of a copter-type UAV.

**Subject of research:** an algorithm for processing navigation information in an integrated inertial-course-air system of a copter-type UAV.

**Scientific novelty:** the novelty of the master's thesis is the development of such an algorithm for the integrated processing of navigation information from the INS and the course-air sensors, which provide an increase in the operating time of the integrated navigation system in the mode of line accumulation of coordinate errors (the mode of the course-air disappearance of coordinates) by compensating for the errors in speed measurement wind in the initial phase of the flight.

**Practical value:** the practical significance of the result of the master's thesis lies in the fact that the proposed algorithm is allowed to provide an increase in 15-20% of the operating time of the integrated UAV system of a copter type in the mode of line accumulation of coordinate errors (rate-air reckoning mode).

**Approbation of the results of dissertations:**

**Publications:**

**Keywords:** inertial navigation system, course-air reckoning, copter-type UAV

## ЗМІСТ

Перелік прийнятих скорочень.....	10
Вступ.....	11
Розділ 1. Огляд літератури. Стан питання. Постановка задачі дослідження..	13
1.1. Аналіз розвитку малих БпЛА.....	13
1.2. Сучасний стан та перспективи розвитку інтегрованих навігаційних систем БпЛА.....	21
1.3. Склад бортового обладнання сучасних БпЛА.....	26
1.4. Аналіз застосування інерціальних навігаційних систем на БпЛА.....	32
1.5. Розвиток та принцип дії курсо-повітряної навігаційної системи на БпЛА.....	34
1.5.1. Основні елементи і поняття повітряної навігації.....	34
1.5.2. Курсо-повітряна навігаційна система.....	37
1.6. Аналіз алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації в навігаційних комплексах БпЛА.....	39
1.7. Результати патентного пошуку ІНС та курсо-повітряних навігаційних систем.....	47
1.8. Постановка задачі.....	50
Висновки до розділу 1.....	52
Розділ 2. Інерціально-курсо-повітряна навігаційна система.....	53
2.1. Математичні моделі навігаційної системи.....	53
2.1.1. Математична модель похибок інерціальної навігаційної системи.....	53



2.1.2. Математична модель курсо-повітряної навігаційної системи.....	59
2.2. Алгоритми обробки навігаційної інформації в інтегрованих навігаційних системах.....	61
2.3. Математична модель інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи.....	68
2.4. Методика математичного моделювання інерціально-курсо-повітряної навігаційної моделі.....	74
2.5. Результати математичного моделювання інерціально-курсо-повітряної навігаційної моделі.....	79
Висновки до розділу 2.....	81
Розділ 3. Розроблення стартап проекту.....	82
3.1. Опис ідеї проекту.....	82
3.2. Технологічний аудит ідеї проекту.....	83
3.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап проекту.....	83
3.4. Розроблення ринкової стратегії проекту .....	85
3.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту.....	87
Висновки до розділу 3.....	89
ВИСНОВКИ.....	90
Список використаних джерел.....	92

## ПЕРЕЛІК ПРИЙНЯТИХ СКОРОЧЕНЬ

БпЛА – безпілотний літальний апарат

ДПЛА - дистанційно-пілотовані літальні апарати

БА – бортова апаратура

СНС – супутникова навігаційна система

СПС – система повітряних сигналів

НК – навігаційний комплекс

ЛА – літальний апарат

НПУ – наземний пункт управління

КШНС – курсо-швидкісна навігаційна система

БПМ – безпілотна машина

ЛЗШ – лінія заданого шляху

ЛФШ – лінія фактичного шляху

ДЛП – датчик лінійної швидкості

ДКШ – датчик кутової швидкості

БІНС – безплатформна інерціальна система

КС – курсова система

ПНК – повітряний навігаційний комплекс

МНК – метод найменших квадратів

ММП – метод правдоподібності

ОФК – оптимальний фільтр Калмана

## ВСТУП

Безпілотна авіація – один з найдинамічніших напрямлень в авіації на сьогоднішній день. Останні десятиріччя відмічено збільшенням темпу зросту розвитку безпілотних літальних апаратів за рахунок використання їх в різноманітних цілях не тільки в цивільній області, але й для військового призначення. Вирішення великого комплексу задач можливо шляхом створення відповідних модифікацій базових БпЛА.

Інерціальним системам притаманні недоліки, які не дозволяють користуватись ними тривалий час в автономному режимі. Вимірювальними елементами ІНС є гіроскопи та акселерометри, яким притаманні властивості похибки, початкові умови не можуть бути ведені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так званому збуреному стані та інформація, яку ми отримуємо з неї буде складатись з помилок, що викликані впливом перерахованих збурень. Для того щоб усунути вплив цих факторів треба перейти до створення комплексів, що забезпечують корекцію ІНС.

Сучасні цифрові системи повітряних сигналів складаються з набору датчиків та пристроїв, що управляються мікропроцесором, який працює за заданим алгоритмом. Використання мікропроцесору з каналом інформаційного обміну представляє ряд переваг для швидкого модифікування цифрової частини СПС. Але навіть цифрові технології не дозволяють повністю позбутися від застосування первинних перетворювачів аналогових сигналів, обробка яких приводить до появи завад. Вирішенням питання є використання спеціальних пристроїв контролю, які безперервно тестують вимірювач та перевіряють електронну частину датчиків. Однак при цьому немає можливості визначити справність магістралей передачі тиску, приймачів та обігрівачів, що сприйнятливі до зовнішніх факторів. Отже, виникає задача забезпечення контролю та сигналізації відказів цих складових СПС.

Для забезпечення необхідної точності та надійності функціонування в умовах завад в якості бортових систем зчислення координат безпілотних літальних апаратів (БпЛА) знаходять застосування інерціальна і курсо-повітряна системи. З урахуванням жорстких масо-габаритних обмежень до корисного навантаження певні переваги для малих БпЛА має курсо-повітряна система, для якої, на відміну від інерціальної системи, має місце лінійний характер наростання похибок зчислення координат в часі. У складі навігаційного комплексу (НК) БпЛА використовується також бортова апаратура (БА) супутникової навігаційної системи (СНС), яка, за умови нормального функціонування, забезпечує високоточну позиційно-швидкісну корекцію системи зчислення координат.

## РОЗДІЛ 1. Огляд літератур. Стан питання. Постановка задачі дослідження.

### 1.1 Аналіз розвитку малих БпЛА

Безпілотний літальний апарат –це літальний апарат, який пілотується дистанційно або виконує політ автономно, без допомоги пілота. БпЛА забезпечуються доброю електронікою, розвідковою апаратурою, потужною екрануванням від перешкод. Зазвичай вони мають компактні розміри для того, щоб їх було майже непомітно, але також можуть мати і великі розміри, які схожі на повнорозмірні літаки. Використовуються для розвідки аерофотозйомки БпЛА військового призначення і носять назву «дрон». Відсутність пілота та систем його життєзабезпечення, систем управління та виводу інформації дозволяють реалізовувати менші розміри безпілотника для розвідки, більшу маневреність для винищувачів, більш корисну загрузку для бомбардувальників та ударних БпЛА.

#### Види безпілотних літальних апаратів

Розрізняють безпілотні літальні апарати:

1. Безпілотні некеровані(кулі-зонди, вільні аеростати)
2. Безпілотні автоматичні
3. Безпілотні дистанційно-пілотовані літальні апарати (ДПЛА)

БпЛА прийнято ділити за такими взаємозв'язаними параметрами, як маса, час, дальність та висота польоту.

За способом старту:

- a) За допомогою шасі (власного чи скидається) – аеродромний старт;
- b) за допомогою пускового пристрою (катапульти), з платформи – безаеродромний старт.

За способом повернення:

- a) Вільним спуском на парашуті до відповідного району;
- b) падінням на вловлювачі;

- с) поверненням на парашуті літальний частин;
- д) посадкою до необхідного аеродрому на шасі та ін.

БпЛА підрозділяються на:

1. «мікро» (умовна назва) – масою до 10 кілограм, часов польоту близько 1 години та висотою до 1 кілометра;
2. «міні» - масою до 50 кілограм, часом польоту в декілька годин та висотою до 3-5 кілометрів;
3. середні («міді») – до 1000 кілограм, часом 10-12 годин та висотою до 9-10 кілометрів;
4. важкі – з висотою до 20 кілометрів та часом польоту 24 години і більше.

Основні види БпЛа : аеростатичні, аеродинамічні, реактивні.

Таблиця 1.1 Типи безпілотних літальних апаратів

	Аеростатичні	Аеродинамічні			Реактивні
Безмоторні	Аеростати	Гнучке крило	Фіксоване крило	Крило, яке обертається	
		Повітряні змії безмоторних апаратів надлегкої авіації (параплани, дельтаплани)	Планери		
Моторні	Дирижаблі	Аналоги моторних апаратів надлегкої авіації	БпЛа типу літака	БпЛа типу вертольоту	Космічні реактивні апарати

		(параплани, дельтаплани)			
--	--	-----------------------------	--	--	--

Аеростатичні

Аеростати

Аеростат – це літальний апарат легший за повітря, використовує для польоту під'ємну силу укладеного в оболонці газу (або нагрітого газу) з щільністю меншій за щільність навколишнього повітря (згідно до закону Архімеда). Газові – шарльєри.

Для наповнення шарльєрів застосовувались та застосовуються водень та (рідше) світильний газ; але ці гази горючі, а їх суміші з повітрям вибухонебезпечні, що потребують додаткових запобіжних заходів. Даного недоліку позбавлений інертний гелій, який також використовується в шарльєрах; однак гелій достатньо дорогий, що перешкоджає його повсюдному застосуванню в повітроплаванні. Теплові – монгольф'єрів, комбіновані (газові та теплові одночасно) – роз'єри.

Дирижаблі

Дирижабль – літальний апарат легший за повітря, представляє собою комбінацію аеростата разом з двигуном, або винтовими електричними, або внутрішнього згорання та системи управління орієнтацією (рулі управління), завдяки якій дирижабль зможе рухатись в різних напрямках незалежно від напрямлення повітряних потоків.

Велика вантажопідйомність та дальність безпосадкових польотів.

В принципі досяжні більш висока надійність та безпечність, ніж у літаків та вертольотів.

Менша, ніж у вертольотів, питома витрата терплива та, як наслідок, менша вартість польоту в розрахунку на одиницю масі вантажу, що перевозиться. Розміри внутрішніх приміщень можуть бути дуже великі.

Тривалість знаходження у повітрі може замірятись тижнями. Дирижабль не потребує злітно-посадкової смуги (потребується причальна щогла) – більш того, він може взагалі не приземлятись, а просто «зависнути» над землею (що може бути здійснено тільки коли немає сильного бокового вітру).

Недоліки:

- Відносно мала швидкість у порівнянні з літаками та вертольотами (як правило, 160 км/год) та низька маневреність;
- тяжкість приземлення через низьку маневреність;
- залежність від погодних умов (особливо при сильному вітрі);
- дуже великі розміри необхідних ангарів, складність зберігання та обслуговування на землі.

Відносно висока вартість обслуговування дирижаблю, особливо великих розмірів. Як правило, для сучасних малих дирижаблів потребується так названа причально-стартова команда, складова від 2 до 6 чоловік. Низька надійність та довговічність оболонки.

Аеродинамічні

БпЛА с гнучким крилом. Це дешеві та економічні літальні апарати аеродинамічного типу, в яких в якості несучого крила використовується не жорстка, а гнучка (м'яка) конструкція, виконана з тканини, еластичного полімерного матеріалу, котрий володіє властивістю оборотної деформації. В цьому класі БпЛА можливо виділити безпілотні моторизовані параплани, дельтапланитаБпЛА з крилом, що пружно деформується. Крило в апаратах такого типу виконується з композитного матеріалу з високим ступенем пружності. Це дозволяє згортати крило без побоювання втратити його форму.

БпЛА типу літака підйомна сила створюється аеродинамічним способом за рахунок натиску повітря, набігаючого на нерухоме крило. Апарати такого типу, як правило, відрізняються великою тривалістю польоту, максимальною висотою польоту, та високою швидкістю. БпЛА типу



літака відрізняються за злітною масою та бувають легкими (злітна маса менша за 20 кг., використовується електродвигун, час польоту близько 1 години, висотою польоту до 1 км), середніми (від 20 до 200 кг, час польоту декілька годин та висота польоту до 3-5 км), важкі (більш 200 кг, час польоту 10-12 годин та висота до 9-10 км), надважкі (більше 1500 кг, висота польоту до 20 км та час польоту 24 години та більше).

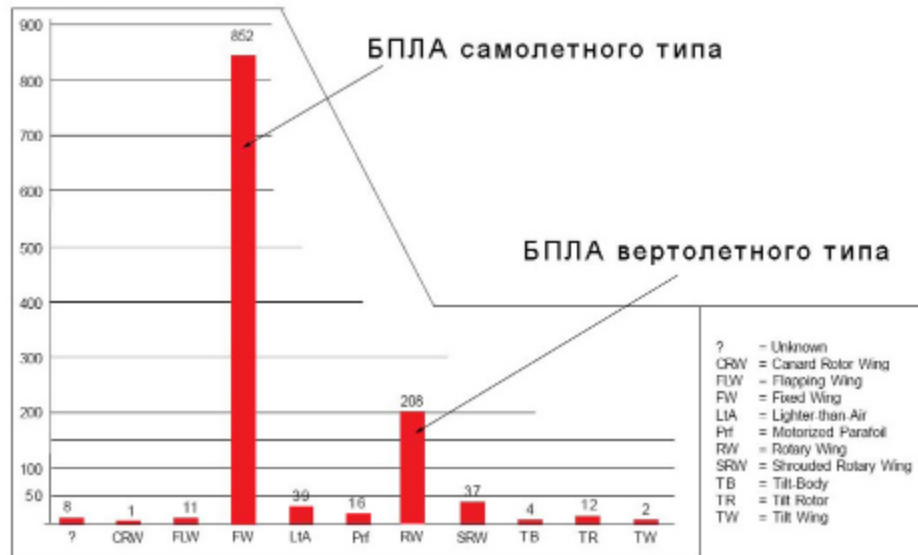
БпЛА типу вертольоту. БпЛА с крилом, яке обертається. Підйомна сила в апаратах такого типу також створюється аеродинамічно, але не за рахунок крил, а за рахунок обертових лопатей несучого гвинта. Крила або відсутні зовсім, або грають допоміжну роль. Очевидними перевагами БпЛА типу вертольотів є здатність зависання на одному місці та висока маневреність, тому їх часто використовуються в якості повітряних роботів.

## Реактивні

Космічні реактивні апарати.

Ракета – літальний апарат, який рухається в просторі за рахунок дії реактивної тяги, виникаючої тільки в наслідок відкидання частини власної маси апарата та без використання речовини з навколишньої середовища. Оскільки політ ракети не потребує обов'язкової наявності навколишньої повітряної чи газової середовища, то він можливий не тільки в атмосфері, але й в вакуумі. Словом ракета позначають широкий спектр літальних пристроїв від святкової петарди до космічних ракет-носіїв.

В військовій термінології слово ракета означає клас, як правило безпілотних апаратів, які використовуються для поразки віддалених цілей та використовуються для польоту принцип реактивного руху. В зв'язку з різноманітним використанням ракет в озброєних силах, різноманітними видами військ, з'явився широкий клас різноманітних типів ракетної зброї.



Діаграма 1.1 Відношення числа БПЛА типу літаків та вертольотів до усіх інших (за даними UVSInternational)

### Переваги БПЛА над пілотованими літальними апаратами

Вже зараз пілотовані літаки обходяться набагато дорожче безпілотників як в плані обслуговування, так і в плані виробництва. В той час як звичайний літак потребує системи захисту та життєзабезпечення пілотів, безпілотний літальний апарат обходиться малим. Не на останньому плані також стоять витрати на навчання та підготовку пілотів, яке займає достатньо більше часу ніж навчання оператора БПЛА.

Більшість типів літальних апаратів (аеростати, дирижаблі, аероплани, вертольоти) проектувалися як розвідники або корегувальники вогню. З розвитком системи протиповітряної оборони (ПВО) розвідка стала однією з найнебезпечніших задач авіації. Для розвідувальних цілей стали використовувати і супутники, але вони не можуть замінити авіаційну розвідку хоча б тому, що мають велику періодичність спостережень. Над районом доставки інформації вони залишаються досить недовго, а отже мають низку оперативності доставки інформації. Окрім того, така інформація дуже вагома за вартістю. Пошук противника, відстежування шляхів його переміщення, визначення позицій артилерії та ракетних установок могли б надійно здійснюється тільки з середніх та малих висот. И тут переваги

безпілотних літаків були очевидні – невеликі розміри та мала помітність, відсутність втрат особового складу, низька вартість. Так з'явилося нове направлення: безпілотні літальні апарати, призначені для розвідки та спостереження, збільшення дальності радіозв'язку, ведення радіоелектронної боротьби (РЕБ).

Безпілотник має можливість виконувати маневри з перевантаженням, перевищуючою фізичні можливості людини.

Безпілотні літальні апарати витрачають достатньо менший об'єм палива завдяки своїй вазі, при цьому не виключається вірогідність використання альтернативних видів палива. Так, наприклад, на думку переважної більшості авіаконструкторів, можливий перехід на кріогенне паливо, яке використовується космічними літальними апаратами. Кріогенний означає «породжений холодом», і паливом в цьому випадку служить зріджений газ, який зберігається при дуже низьких температурах. Перший газ, який привернув увагу розробників в цьому плані став водень. З застосуванням водню зв'язують можливості створення літаків з великими гіперзвуковими швидкостями польоту. Цей газ за своєю теплотворною здатністю втричі перевищує гас та, окрім цього при його використанні в атмосфері виділяється вода і зовсім невелика кількість оксидів азоту. Тобто для атмосфери він нешкідливий. Також застосовується в меншому ступені пропан та метан.

В той час як пілотований літак необхідно посадити на величезну по займаній території посадковий майданчик, безпілотник вільно приземлюється на невелику злітно-посадкову смугу не більше 600 метрів, не кажучи про безпілотник класу «мікро», котрі можуть сісти навіть на поріг будинку чи підвіконник.

Ринки БПЛА - швидко зростаючий сегмент ринку авіатехніки, в якому активно працюють не тільки провідні авіаційні держави світу, а також й багато інших країн, що розвиваються.

В справжній час перспективи розвитку бойової безпілотної авіації (ББА) військового призначення, так названих дронів) обумовлені цілим рядом факторів. Поперед усього, постійно зростаюча ціна пілотованих літаків та вертольотів, зростання вартості навчання пілотів для них – в той час як для вирішення достатньо широкого кола завдань наявність людини сьогодні не є обов'язковою умовою. По цій самій причині намітилась тенденція до зросту процесу бойових вильотів БпЛА в майбутньому збережеться. Окрім цього у багатьох країнах світу ведуться активні роботи з розробки принципово нових моделей та конструкцій планера-безпілотної, який був б розрахований на підвищення навантаження порівнянні з пілотованою авіацією, а також з оснащенням такого роду апаратів досконалими системами управління для спрощення роботи наземного оператора пристрою.

Не варто скидати з рахунків життя людини – найцінніше, що ми маємо. В цьому плані використання БпЛА – це можливість зменшення людських жертв серед льотчиків. З урахуванням того, що сучасні засоби ПВО стали не тільки досконалою зброєю, а й отримали широке розповсюдження у світі, це стає ще більш актуальним. Сучасна система ПВО сильно обмежує використання тактичної авіації практично на всіх театрах військових дій та серйозно ускладнює можливість нанесення удару по наземним цілям противника. Окрім військового застосування, вони можуть використовуватись і в цивільній сфері, в різних сегментах ринку застосування авіації у народному господарстві (ЗАНГ), у картографуванні, у рятувальних роботах, засобах масової інформації, освоєння місць недоступних для людини.

Згідно з прогнозами організацій Європейського союзу, що знаходяться на відкритому повітрі, розподіл споживчого попиту на цивільні БпЛА в період з 2015 до 2020 року виглядає наступним чином: 45% - урядові структури, 25% - пожежарні, 13% - сільське господарство та лісництво, 10% - енергетика, 6% - огляд земної поверхні, 1% - зв'язок і мовлення.

## 1.2 Сучасний стан та перспективи розвитку інтегрованих навігаційних систем БпЛА

У світі вже більш 500 виробників БпЛА. Безумовно лідером з виробництва бойових дронів є Ізраїль, бо ця країна вже не перший рік живе в умовах бойових дій та зацікавлена в ефективних рішеннях, які дозволять зберегти людські життя військових. А серед виробників цивільних БпЛА - лідером є китайська компанія “DJI”.

В Україні 93% ринку утримують іноземні компанії, інші 7% належать вітчизняним виробникам. Вітчизняні виробники можуть бути конкурентноздатні за рахунок низької вартості виробництва та високого рівня інженерів в авіаконструкції, однак в нас є проблеми з зайвими витратами на ведення бізнесу, зв’язаного з технологіями подвійного призначення. Нижче буде представлено різні прототипи існуючих БпЛА виробництва інших країн.

Першим в цьому списку буде український багатоцільовий розвідковий БпЛА А-4К Альбатрос.

Схема А-4 “Альбатрос” класична - вільнонесучий моноплан з штовхаючим гвинтом. Сильно подовжене крило забезпечує високі аеродинамічні характеристики та достатню якість стійкості літака, незважаючи від того, працює двигун чи ні. В конструкції крила застосували закрилки, які поліпшили взлітні характеристики БпЛА. “Альбатрос” здійснює взліт за допомогою шасі, для чого потребується 75-метрова рівний майданчик. Весь режим польоту можливий двома засобами - в ручному режимі та автоматичному. В обох типах управління показання місцеположення та параметри траєкторії визначаються приймачем GPS-35. Апарат має дві камери. За допомогою першої малогабаритної камери, яка встановлена спереду, можливий політ поза видимості апарата, навіть при низькій освітленості. А за допомогою другої камери з змінними об’єктивами, яка монтується на платформу, що коливається, яка може відхилятися за двома площинами командами оператора.



Рисунок 1.2.1

Новизною в А-4К є парашутно-посадкова система з примусовим викидом купола. Парашут випускається за командою оператора. Але в разі аварійної зупинки двигуна та в разі відказу електроживлення парашут випускається автоматично. Координати вимусової посадки передаються оператору. Таким чином нова посадкова система забезпечує апарат від “смерті”.

Далі існує такий BirdEye 400 - ізраїльський легкий переносний міні-БпЛА розроблений компанією IAI. Цей дрон призначений для спостережень та розвідки в радіусі 10-40 км в нижньому ешелоні від наземного пункту управління. Головна задача таких БпЛА складається в запевненні даними розвідку про ситуацію “за ближнім холмом” в реальному масштабі часу. Цей безпілотною також може експлуатуватися групами спецназу.



Рисунок 1.2.2

Апарат довжиною в 80 см та розмахом крил в 2,2 м несе корисне навантаження в 1,2 кг при взльотній масі в 5,6 кг. Мініатюрний двигун забезпечує тривалість польоту близько 1 години, висоту польоту - 3400 м, радіус дії - 10 км.

Незважаючи на незначну величину корисного навантаження безпілотник несе ефективну систему розвідки та спостереження “Micro POP”, а також обладнаний апаратурою обміну даними та зв’язку - на відстані прямої видимості. До складу такого “двохранцевого” комплексу входять три безпілотника, переносний пульт керування, оптико-електронна апаратура, джерело живлення, комплекс зв’язку та набір для ремонту.

Наступний Supervisor SM 2B -український ударний БПЛА, спроектований компанією “SmicAerospace”.



Рисунок 1.2.3.

Розробка БпЛА моделі Supervisor SM 2B велася спеціально для застосування в Збройних силах України. Він повинен був замінити стандартну військову техніку, тим самим знизити смертність військових. Цей дрон окрім застосування в якості бойового засобу, може також виконувати задачі зв'язані зі збором розвідкових даних.

Український БпЛАСupervisor SM 2B обладнаний двома типами крилатих ракет, що дозволяють здійснювати знищення бронетехніки противника та укриття з живою силою противника, що забезпечує дрону достатньо високу ефективність застосування в бою.

Силовa установка безпілотногo повітряного засобу Supervisor SM 2B представлена одним поршневиm двигуном, який дозволяє пристрою розвивати максимальну швидкість свого переміщення в 150 км/год, в той час, коли максимальна тривалість польоту даногo пристрою обмежується 10 годинами.

І останній військовий БпЛАНorthropGrumman X-47A Pegasus - був спроектований американцями в 2003 році.





Рисунок 1.2.4.

Спочатку цей дрон позиціонувався як виключно розвідкове судно, однак потім, завдяки оптимізації конструкції та технічних характеристик, проект самостійним бойовим засобом віддаленого керування. Незважаючи на широку функціональність БпЛА, цей повітряний засіб має достатньо компактні габарити - при довжині 8,5 метрів, розмах крил складає всього 8,46 м. Завдяки цим даним, а також добрій аеродинамічній формі, він може розвивати високу швидкість польоту, залишаючись при цьому маневреним.

Силова установка цього дрону представлена одним турбореактивним двигуном марки Pratt&WhitneyCanada JT15D-5C, який володіє тягою 14,2 кН, здатен розганяти БпЛА до максимальної швидкості свого польоту в 1010 км/год, в той час коли максимальна ефективна дальність застосування дрону складає 2780 км.

Таблиця 1.2.

Характеристика	Країна виробник	Макс. злітна маса, кг	Довжина, м/Висота, м	Тривалість польоту, год	Тип двигуна	Макс. швидкість польоту, км/год

Назва БпЛА						
А-4К Альбатрос	Україна	23	1,425	2	поршневий	58-105
IAI BIRD EYE 400	Ізраїль	5,6	0,8	1	поршневий	83
Supervisor SM 2B	Україна	20	2,2/0,8	10	поршневий	150
Northrop Grumman X- 47A Pegasus	США	2680	8,5/1,86		турбореактив ний	1010

### 1.3 Склад бортового обладнання сучасних БпЛА

Склад бортового обладнання БпЛА:

- Автопілот
- СНС
- СПС
- Магнітометр
- Датчик кута атаки та ковзання
- Цільове спорядження
- Пристрій зберігання видової інформації
- Радіолінія передачі сигналів керування та даних

#### Автопілот

Автопілот – це програмно-апаратна система, яка має можливість керувати транспортним засобом по заданому маршруту. Автопілот літака створений

для стабілізації всіх параметрів польоту судна та ведення по заданому курсу. При цьому дотримується установлена пілотом швидкість та висота польоту. Перед тим як переводити літак на режим автопілоту, необхідно створити чіткий політ без ковзання або завалу машини. Після стабілізації літака по всім площинам можливо проводити включення системи автоматичного керування, але при цьому необхідно проводити регулярний контроль показників. Варто відмітити, що й військові літаки також мають такі системи.

### Супутникова навігаційна система

Сучасна супутникова навігація основана на використанні принципу беззапитних віддалемірних вимірювань між навігаційними супутниками та користувачем. Це означає, що користувачу передається у складі навігаційного сигналу інформація про координати супутників. Водночас здійснюються виміри дальностей до навігаційних супутників. Спосіб вимірів дальностей здійснюється за врахуванням часових затримок сигналу, що приймається від супутника порівняно з сигналом, що генерується апаратурою користувача.

На рисунку 1.3.1 приведено схему визначень місцезнаходження користувача з координатами  $x, y$ , зна основі вимірів дальності до чотирьох навігаційних супутників. Кольоровими яскравими лініями позначені окружності, у центрі яких знаходяться супутники. Радіуси окружностей відповідають істинним дальностям, тобто істинним відстаням між супутниками та користувачем. Кольорові неяскраві лінії – це окружності з радіусами, відповідними виміряним дальностям, які відрізняються від істинних і тому називаються псевдодальностями. Істинна дальність відрізняється від псевдодальностей на величину, що дорівнює добутку швидкості світла на втечу годин  $b$ , тобто величину зміщення годин користувача по відношенню до системного часу. На малюнку зображено ситуацію, коли втеча годин користувача більша за нуль – тобто години

користувача випереджають системний час, тому вимірювальні псевдо дальності менші за істинні дальності.

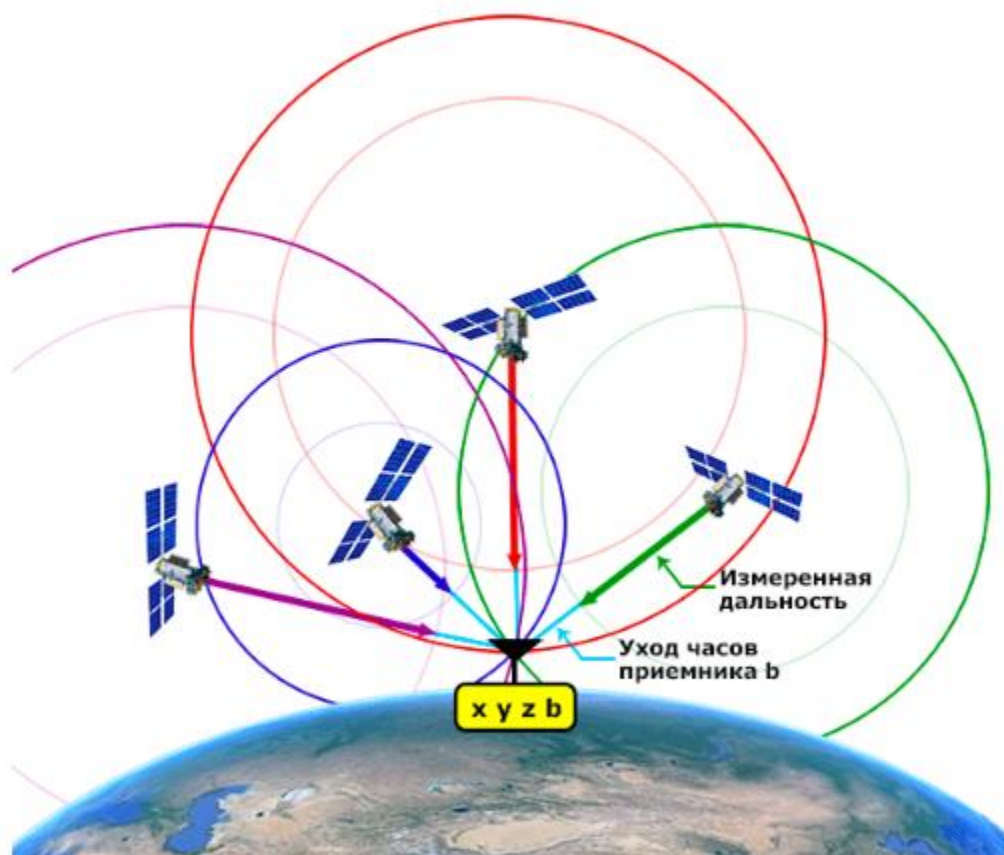


Рисунок 1.3.1 Схема визначень місцезнаходження користувача з координатами  $x, y, z$  на основі вимірів дальності до чотирьох навігаційних супутників

В ідеальному варіанті, коли виміри проводяться точно та показання годин супутників та користувача співпадають для визначення положення користувача в просторі достатньо зробити виміри до трьох навігаційних супутників.

### Система повітряних сигналів

Система повітряних сигналів сучасних літальних апаратів представляє собою програмно-апаратну систему, призначену для вимірювання, обчислювання та видачі на індикацію екіпажу ЛА та в бортові автоматичні системи інформації про висотно-швидкісні параметри, а також про інші

параметри, такі як температура повітря, кута атаки та ковзання. Сучасні цифрові СПС являють собою набір датчиків та обчислювачей.

### Магнітометр

Магнітометр – прилад для вимірювання характеристик магнітного поля та магнітних властивостей матеріалів.

Магнітометр в навігації допомагає здійснювати визначення магнітного поля Землі, в результаті чого можна отримати дані про напрямлення руху у разі дезорієнтації. Такі прилади використовують в авіації та морському транспорті. Магнітометри є обов'язковим обладнанням на космічних станціях та шаттлах.

### Датчик кута атаки та ковзання

Винахід відноситься до області вимірювання кутів атаки та ковзання в польоті літального апарату (ЛА) та може бути використаний у системах індикації небезпечних ситуацій на літаку для діагностики систем вимірювання кутів атаки та ковзання, що мають на борту, а також в системах автоматичного управління літаком та безпілотними літальними апаратами, зокрема при польоті в неспокійній атмосфері. В основі запропонованого способу лежить алгоритм непрямого визначення кутів атаки та ковзання. Для визначення кута атаки вимірюється статичний та динамічний тиск повітряного потоку, використовуючи типові приймачі повітряного тиску, вимірюються три компонента лінійних прискорень, за допомогою трьох ступеневого акселерометра, встановленого у центрі тяги ЛА. За параметрами цих систем визначається поточний коефіцієнт підйомної сили та далі кут атаки. При цьому використовується залежність коефіцієнту підйомної сили від кута атаки при різних положеннях закритків та шасі, отримана аналітичним шляхом або продувкою в аеродинамічній трубі. Для визначення кутів ковзання використовуються рівняння поперечної сили. Технічний результат полягає в підвищенні контуру безпеки за рахунок додаткового методу виміру аеродинамічних кутів, особливо при польоті в

неспокійній атмосфері, можливості перейти до технічної експлуатації, що не потребує постійного обслуговування, зменшення числа первинних датчиків виміру тиску.

#### Пристрій зберігання видової інформації

Пристрій зберігання видової інформації забезпечує накопичення вибраної оператором (або відповідно з польотним завданням) видової інформації до моменту посадки БПЛА. Цей пристрій може бути зйомним або стаціонарним. В останньому випадку повинен бути передбачений канал знімання накопиченої інформації до зовнішнього пристрою після посадки БПЛА. Інформація, яка була зчитана з пристрою зберігання видової інформації, дозволяє проводити більш детальний аналіз при дешифруванні отриманої в польоті БПЛА видової інформації.

#### Радіолінія передачі сигналів керування та даних

Для передачі до пункту управління відеоданих, отриманих з бортових сенсорів, у складі БПЛА є радіо передатчик, який забезпечує радіозв'язок з приймальним обладнанням. В залежності від формату зображення та степені їх стиснення пропускна система цифрових радіоліній передачі даних мод\же складати одиниці-сотні Мбіт/сек. Окрім цього, до складу бортових радіо засобів БПЛА повинні входити приймач команд управління, а також передатчик службової інформації.

У зв'язку с тим, що НКІ ЕМВ володіє такими особливостями як надширокість та порівнянність сигналу з робочим сигналом приладу, найчутливішою системою БПЛА до даного випромінювання є телекомунікаційна система, яка забезпечує обмін даними як локально між БРЕО, так і з наземним пунктом управління.

Телекомунікаційна система, яка забезпечує функціонування керуючих систем управління БПЛА, складається з приладів, між якими здійснюється обмін інформацією за спеціальними протоколами.

## Основні вимоги до систем зв'язку з БпЛА

Лінія радіозв'язку літального апарату і наземного пункту управління (НПУ) в загальному випадку двосторонній обмін інформацією між бортовою та наземною апаратурою. Основними задачами, які вирішуються вказані лінії зв'язку є:

- В направленні НПУ ЛА передача командної інформації для відтворення управління польотом ЛА та роботою цільового бортового обладнання;
- в направленні ЛА НПУ передача телеметричної інформації отриманої за допомогою. Цільового обладнання фотозйомки, ТВ зображення та інше;
- радіолінії НПУ ЛА та ЛА НПУ істотно розрізняються за пропускну здатністю;
- радіолінія НПУ ЛА представляє собою вузькополосний канал зв'язку, так як об'єм інформації, що передається навіть за повний час польоту ЛА і роботи його обладнання невеликий. Необхідна швидкість передачі інформації в цьому каналі в будь-якому випадку не перевищує декілька десятків Кбіт/сек;
- радіолінія ЛА НПУ повинна мати, як правило значно велику пропускну здатність. Конкретне значення швидкості передачі, що потребується в значній мірі виявляється призначенням конкретного апарату і показників встановленого на ньому цільового обладнання.

## Основні переваги сучасних БпЛА:

1. Швидкість розгортання (на планових польотах підготовка моделі до експлуатації займає від 20 до 30 хвилин, що дуже зручно)
2. Можливість обслуговування одним чи двома операторами
3. Висока мобільність, застосування рухомих та мобільних станцій управління
4. Сучасні відео систем та засобів передачі інформації у реальному часі, що не поступаються, а іноді й переважають за своїми

характеристиками системи, що застосовані на вертольотах та літаках(дальність застосування до 150 км)

5. Відсутність жорстких вимог до стартового майданчика
6. Мінімальна аудіовізуальна помітність, можливість ведення прихованого спостереження
7. Високі економічні показники.

#### 1.4 Аналіз застосування інерціальних навігаційних систем на БпЛА

Застосування засобів інерціальної навігації є необхідною умовою використання БпЛА в обстановці активного радіоелектронної протидії за сторони противника, вони дозволяються безпілотникам виконувати розвідкові та ударні місії навіть у випадку повної втрати зв'язку з центром управління та відсутності сигналів від наземних та супутникових навігаційних систем.

БпЛА стали невід'ємною частиною сучасних бойових дій. Більшість БпЛА не можуть самостійно виконувати усі операції (БпЛА застосовуються для розвідки, наведення високоточної зброї та ін.), бо ними керують дистанційно, вони критично залежать від команд з землі та сигналу навігаційних систем. Саме на ці комунікаційні системи направлені дії противника – канали управління та сигнали наземної і супутникової навігації глушаться перешкодами, водночас робляться спроби «залізти» до контуру управління апарату, щоб передавати йому хибні команди чи координати.

Єдине надійне рішення для збереження БпЛА в умовах протидії сучасних засобів РЕБ є встановлення на його борт БІНС комплексованої зі спеціальними пристроями, які розпізнають втручання в управління апаратом та переводять його повністю в автономний режим. В цьому випадку навігація здійснюється за рахунок координат, що видаються БІНС, і апарат продовжує виконувати заплановане завдання.

Супутникова навігація визначає наше положення в просторі шляхом підрахунку відстані від декількох супутників до приймача. Приймач можна



ввімкнути в будь-якій точці, і він дасть точні координати. Інерціальна навігація фіксує навіть зовсім малі переміщення літака в просторі. До складу пристрою входять акселерометри, які відстежують прискорення та гіроскопи, що вимірюють кути повороту та нахилу. За допомогою цих даних бортової обчислювальної комплекс відраховує маршрут від певної точки, якою може бути точна координата місця пуску чи остання достовірна координата, отримана супутниковою системою навігації.

Інерціальні навігаційні системи діляться на ті, що мають гіростабілізовану платформу, платформні (ПІНС) та ті, що її не мають – безплатформні (БІНС). Перші сьогодні практично не використовуються в авіації тому, що в небі існують умови необмежених кутів повороту об'єкту із-за чого трьохосні гіростабілізатори не можуть застосовуватись в принципі, а чотирьохосні не відповідають умовам за масо-габаритними характеристиками.

В свою чергу у БІНС є похибки у визначенні координат, які накопичуються з плином часу від моменту точки відліку, яка є останньою достовірною координатою, отриманою від системи супутником навігації. Необхідною точністю для достатньо тривалого польоту мають БІНС, в основі якого покладено використання лазерного чи волоконно-оптичного гіроскопу.

Фактори, які впливають на навігаційні параметри інерціальної системи навігації (ІНС)

Інерціальним системам притаманні недоліки, які не дозволяються використовувати їх тривалий час в автономному режимі. Вимірювальними елементами ІНС, поперед усього, гіроскопам та акселерометрам, притаманні власні методичні та інструментальні помилки, початкові умови не можуть бути ведені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так названому «обуреному» режимі, і отримана з неї інформація буде містити помилки, які будуть викликані впливом перерахованих обурень. Для усунення впливу цих

факторів переходять до створення комплексів, які забезпечуються корекцією ІНС.

## 1.5 Розвиток та принципи дії курсо-повітряної навігаційної системи курсо-повітряних систем на БПЛА

### 1.5.1. Основні елементи і поняття повітряної навігації

Своєчасність та точність виходу літака в заданий район потребує виконання польоту в суворій відповідності з навігаційною програмою. Навігаційна програма визначає траєкторію польоту в функції часу.

Траєкторія польоту називається лінія, що описується центром мас літака при його русі в повітряній середі. Проекція траєкторії на поверхню Землі називається лінією шляху. Розрізняють лінію заданого (ЛЗШ) та фактичного (ЛФШ) шляху. Лінія заданого шляху, проведена на карті, передбачає собою маршрут польоту (рис.1.5.1.а). Проекція траєкторії на вертикальну площину називається профілем польоту. Профіль польоту зазвичай задають як функцію маршруту (рис.1.5.1.б).

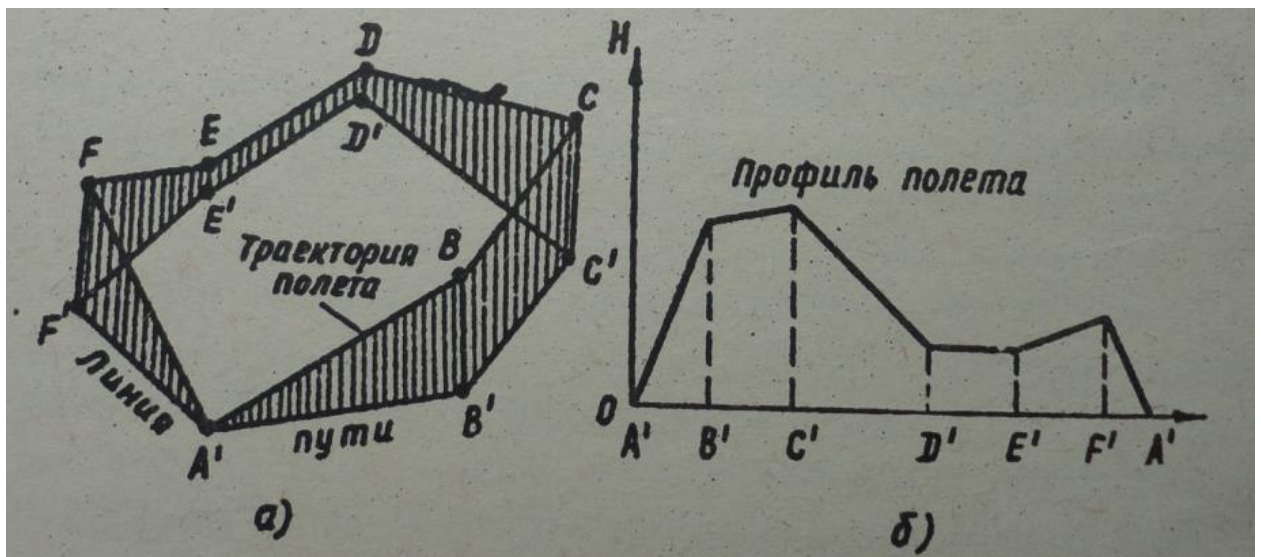


Рисунок 1.5.1(а,б)

Місцеположення літака визначається проекцією на земну поверхню точки траєкторії, в якій в даний момент знаходиться літак.

Для визначання місцеположення літака необхідно задати деяку систему координат. В навігації найбільш широко застосовуються наступні системи координат: географічна, геосферична, ортодромічна, полярна та прямокутна.

В географічній системі форма Землі приймається за еліпсоїд обертання, на поверхні якого координати точки визначається географічною широтою  $\varphi$  та довготою  $\lambda$ . Географічна широта визначається як кут між нормаллю до поверхні еліпсоїда в даній точці та площиною екватора. Географічною довготою називають двограний кут між площинами, що проходять через грінвічський меридіан та меридіан даної точки.

В геосферичній системі координат Земля приймається за шар. Географічна широта визначається кутом між радіусом-вектором  $R$ , який проходить через дану точку, та площиною екватора. Геоцентрична довгота визначається так само, як і географічна.

Ортодромічна система координат утворюється двома взаємно перпендикулярними дугами окружностями великих кіл на поверхні Землі. В цій системі координат вісь  $Y$  (умовний екватор) називається головною ортодромією. За вісь  $X$  (початкову ортодромію) приймається умовний меридіан, перпендикулярний вісі  $Y$  та проходить через точку  $O$  початку координат. Вісь  $X$  зазвичай поєднують з направленням істинного меридіану в точці  $O$ . В цьому випадку вісь  $Y$  орієнтована на схід. Орієнтація ортодромічної системи координат відносно географічної визначається положенням полюсу ортодромії  $P_0$ .

Ортодромічна система координат зручна тим, що вона дозволяє здійснювати літакокерування з початкового пункту маршруту (ППМ) в кінцевий (КПМ) за найкоротшою відстанню.

Прямокутна система координат є плоскою системою, осями якої є дві взаємно перпендикулярні прямі  $OX$  та  $OY$ .

Орієнтація прямокутної системи координат відносно істинного меридіану точки початку координат визначається істинним кутом карти, тобто кутом між північним направленням меридіану  $ON$  та віссю  $OX$ .

Плоска прямокутна система координат використовується замість ортодромічної при польотах в районі аеродрому базування.

В полярній системі координат місцеположення літака визначається дальністю  $D$  та азимутутом  $A$  на наземний засіб навігації.

Для курування літака з однієї точки простору до іншої за заданою траєкторією та в установлений час, тобто для вирішення задачі навігації, необхідна інформація про координати місцеположення літака, шляхової швидкості  $W$ , тобто швидкості відносно поверхні Землі, курсу та висоти польоту.

В залежності від того, яким чином забезпечується отримання інформації про координати місцеположення, відрізняють наступні методи: метод числення шляху, позиційні методи, оглядово-порівняльні методи.

Методи числення шляху засновані на вимірах, що складаються з вектору швидкості або прискорення літального апарату та інтегруванні в часі цих складових для отримання координат його місцеположення. Ці методи реалізуються в повітряних, доплеровських та інерціальних системах навігації.

Позиційні методи засновані на вимірах фізичних величин, що дають лінії або поверхні положення, перетин яких визначає точку місцеположення. Ці методи використовують при побудові радіотехнічних та астрономічних навігаційних систем.

Оглядово-порівняльні методи засновані на спостереженні земної поверхні та порівнянні її зображення з картою чи системою орієнтирів, закладених в пам'яті бортовою електро-обчислювальною машиною (ЕОМ). До цих методів

відноситься візуальна, радіолокаційне та телевізійне орієнтування і так названа кореляційно-екстримальна навігація.

### 1.5.2 Курсо-повітряна навігаційна система

В горизонтальному польоті літак рухається відносно повітряної середовища в напрямленні своєї прокольної вісі з істиною повітряною швидкістю  $\bar{V}$ . Одночасно під дією вітру він переміщується разом з повітряними масами в напрямленні вітру зі швидкістю  $\bar{U}$ . В результаті руху літака відносно земної поверхні буде відбуватися рівнодіючої, побудованої на складових швидкостях літака та вітру.

Вектори швидкості польоту літака відносно Землі (колійна швидкість)  $\bar{W}$ , швидкості вітру  $\bar{U}$  та істинної повітряної швидкості  $\bar{V}$  створюють навігаційних трикутник швидкостей (рис 5).

Взаємне розташування векторів  $\bar{W}$ ,  $\bar{V}$  та  $\bar{U}$ , а також орієнтація навігаційного трикутника відносно прямокутної горизонтальної системи координат характеризується: колійним кутом  $\psi_{\text{п}}$ , кутом зносу  $\beta_{\text{с}}$ , напрямленням вітру  $\delta$ , кутом карти  $\psi_{\text{к}}$ , курсом літака  $\psi$ .

Колійним кутом називають кут між напрямленням меридіану, прийнятого за початок відліку, та векторної колійної швидкості.

Кутом зносу називається кут між векторами істинної та колійної швидкості.

Направленням вітру називається кут між напрямленням меридіану ON, прийнятого за початок відліку, та вектором колійної швидкості вітру.

Кутом карти називають кут між напрямленням того ж самого меридіану та віссю OY прямокутної системи координат.

Зазвичай кут карти обирається таким, щоб вісь OY була направлена на кінцевий пункт маршруту. Тоді координата Y буде характеризувати шлях,

який буде пройденим за маршрутом, а координата  $X$  – бокове відхилення від лінії заданого шляху.

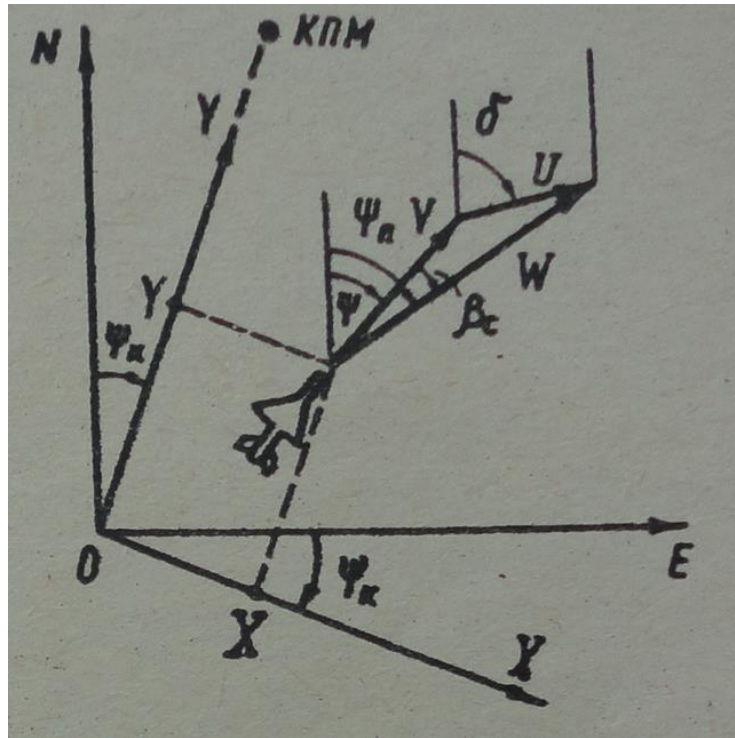


Рисунок 1.5.2

В проекціях на вісі прямокутної системи поточні координати місцеположення літака в деякий момент часу визначається рівнянням:

$$X = X_0 + \int_0^{t_1} [V \sin(\psi - \psi_K) + v \sin(\delta - \psi_K)] dt = X_0 + \int_0^{t_1} (V_X + v_X) dt \quad (1)$$

$$Y = Y_0 + \int_0^{t_1} [V \cos(\psi - \psi_K) + v \cos(\delta - \psi_K)] dt = Y_0 + \int_0^{t_1} (V_Y + v_Y) dt \quad (2)$$

де  $X_0$  та  $Y_0$  – координати літального апарату в початковий момент часу  $t=0$ .

До польоту швидкість та напрямлення вітру за висотами визначають на метеостанції за картами баричної топографії, складеними на основі радіозондування атмосфери.

В польоті характеристики вітку визначаються льотчиком або штурманом шляхом виконання відповідних прикладів та розрахунків.

Швидкість вітру за висотами польоту змінюється в широких діапазонах та досягає 200-300 км/год, а в зоні струмових течій доходить до 650-750 км/год. Тому похибки числення шляху від неповного обліку швидкості та напрямлення вітру можуть бути вельми значними, що є одним з основних недоліків навігаційних автоматів, що оснований на курсо-повітряному численні шляху. Цей недолік практично повністю усунутий в доплерівських навігаційних системах.

#### 1.6 Аналіз алгоритмів комплексної обробки навігаційної інформації в навігаційних комплексах БПЛА

Датчики первинної інформації навігаційного класу точності відрізняються високою вартістю, яка суттєво перевищує вартість сучасних бортових приймачів супутникової навігаційної системи, що накладає обмеження на широке застосування таких датчиків для об'єктів сільськогосподарського призначення. В останні роки все більш широке поширення отримують датчики МЕМС технологій, які мають малі габарити, масу і низьке енергоспоживання. Проте, характеристики точності мікромеханічних датчиків на декілька порядків поступаються відповідним характеристикам дорогих датчиків навігаційного класу точності. В зв'язку з цим при реалізації описаної вище інваріантної схеми комплексної обробки навігаційної інформації від курсо-швидкісної навігаційної системи (КШНС) і супутникових навігаційних засобів виникають суттєві труднощі, що обумовлені неможливістю використання лінійних моделей еволюції помилок інерціальної підсистеми на значних інтервалах функціонування. Для подолання вказаних труднощів доводиться або проводити частий перезапуск відповідних фільтрів після закінчення малих інтервалів функціонування, або застосовувати спеціальні процедури введення зворотних зв'язків у обчислювальні алгоритми інерціальної підсистеми.

Пропонується перспективний напрям підвищення ефективності комплексної обробки навігаційної інформації з використанням

диференціальної супутникової навігаційної системи (ДСНС) та КШНС шляхом застосування схеми, яка передбачає пряме оцінювання шуканих навігаційних параметрів (координат місцезнаходження безпілотної машини (БПМ)), а також налаштування поправок до показників датчиків швидкості та курсу ( $\Delta\delta_v$  та  $\delta\psi$ ) з використанням поточної позиційної інформації від ДСНС. Така схема названа неінваріантною компенсаційною схемою обробки навігаційної інформації, рисунок 2.

Особливості реалізації запропонованої неінваріантною компенсаційною схеми комплексної обробки навігаційної інформації розглянемо для випадку застосування грубих (недорогих) датчиків та високоточної СНС.

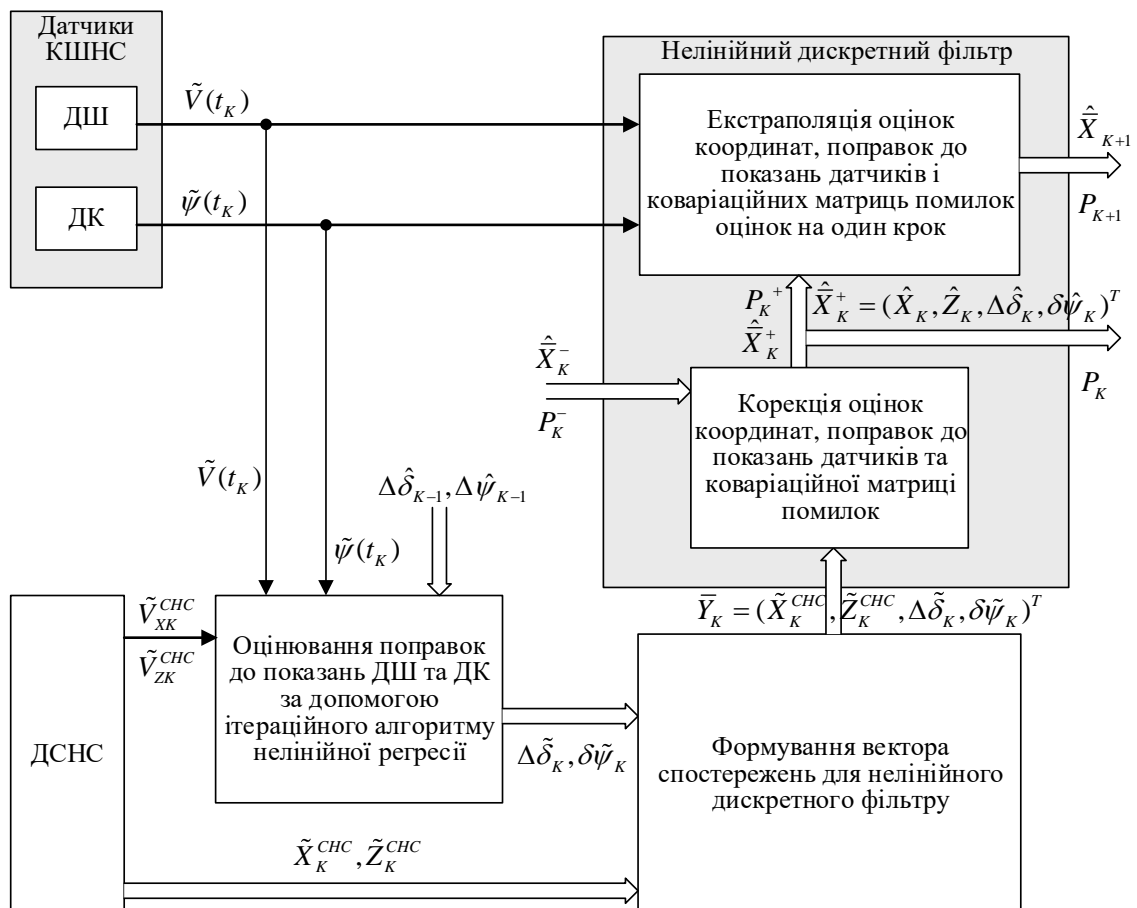


Рисунок 1.6.1 Блок-схема неінваріантної компенсаційної обробки навігаційної інформації від КШНС та ДСНС

Розглянемо модельну задачу, в якій БПМ переміщується в горизонтальній площині відносно прямокутної системи координат  $OXZ$ .



В межах точки  $O_1$  шасі машини розміщені датчик курсу, магнітний датчик курсу, а також гіроскопічний датчик кутової швидкості (ДКШ), ось чутливості якого орієнтована по вертикальному до площини переміщення напрямку. На борту БПМ розміщений також приймач СНС з антеною в точці  $O_1$ . Таким чином на борту машини є засоби вимірювання швидкості точки  $O_1$ , кута курсу і кутової швидкості зміни кута курсу.

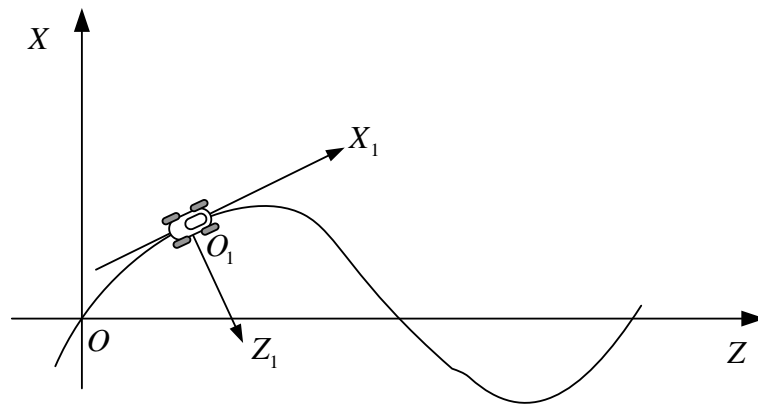


Рисунок 1.6.2 До опису схеми реалізації неінваріантної компенсаційної схеми комплексної обробки навігаційної інформації

Рівняння спостережень для такої схеми запишуться у вигляді:

$$\begin{aligned} Y_{1K} &= \tilde{X}_K^{CHC} = X_K + \eta_{1K}; \\ Y_{2K} &= \tilde{Z}_K^{CHC} = Z_K + \eta_{2K}; \\ Y_{3K} &= \tilde{V}_{XK}^{CHC} = V_{XK} + \eta_{3K}; \\ Y_{4K} &= \tilde{V}_{ZK}^{CHC} = V_{ZK} + \eta_{4K}, \end{aligned} \quad (3)$$

де  $\tilde{X}_K^{CHC}$ ,  $\tilde{Z}_K^{CHC}$ ,  $\tilde{V}_{XK}^{CHC}$ ,  $\tilde{V}_{ZK}^{CHC}$  – значення координат и проекцій шляхової швидкості заданої точки БПМ, що розраховані у відповідності до поточних показників ДСНС;

$\eta_{iK}$  – випадкові помилки ДСНС (типу "білих" шумів) у вимірюванні координат та швидкостей руху.

Останні два рівняння спостережень в (3) можна представити у вигляді:

$$\begin{aligned}\tilde{V}_{XK}^{CHC} &= \tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_p) \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_p) + \eta_{V_{XK}}; \\ \tilde{V}_{ZK}^{CHC} &= \tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_p) \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_p) + \eta_{V_{ZK}},\end{aligned}\quad (4)$$

де  $\Delta\delta_p$  та  $\delta\psi_p$  – шукані поправки до показань датчика шляхової швидкості та курсу БПМ;

$\eta_{V_{XK}}$  та  $\eta_{V_{ZK}}$  – випадкові збурення, що обумовлені випадковими похибками ДСНС та датчиків швидкості.

На основі знайдених співвідношень можна сформулювати векторну модель нелінійної регресії виду:

$$\bar{Y}_K = \bar{h}(\bar{\beta}, \bar{\gamma}_K) + \bar{\eta}, \quad (5)$$

де  $\bar{Y}_K = (\tilde{V}_{XK}^{CHC}, \tilde{V}_{ZK}^{CHC})^T$  – вектор-стовпець поточних вимірювань складових швидкості за допомогою ДСНС;

$\bar{\beta} = (\Delta\delta_p, \delta\psi_p)^T$  – вектор-стовпець шуканих поправок до показань датчиків швидкості та курсу;

$\bar{\gamma}_K = (\tilde{V}_K, \tilde{\psi}_K)^T$  – вектор-стовпець поточних показань датчиків шляхової швидкості та курсу;

$$\bar{h}(\bar{\beta}, \bar{\gamma}_K) = (\tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_p) \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_p), \tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_p) \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_p))^T; \quad (2.73)$$

$\bar{\eta}$  – вектор випадкових збурень у рівнянні нелінійної регресії, що обумовлений випадковими похибками ДСНС у вимірюванні складових швидкості центру мас БПМ, а також випадковими складовими помилок датчиків шляхової швидкості та кута курсу.

Оцінки шуканого вектору поправок до показників датчиків шляхової швидкості і курсу  $\bar{\beta}_K$  на кожному  $k$ -му кроці обробки навігаційної інформації пропонується отримувати за допомогою узагальненої нелінійної регресійної процедури типу Гауса-Ньютона виду:

$$\hat{\beta}_{K\ i+1} = \hat{\beta}_{K\ i} + \lambda \Gamma_{iK}^* [\bar{Y}_K - \bar{h}(\hat{\beta}_{K\ i}, \bar{\gamma}_K)], \quad i = 0, 1, 2, \dots, i_{\max} \quad (6)$$

$$\text{де } \Gamma_{iK} = \frac{d\bar{h}(\hat{\beta}_{K\ i}, \bar{\gamma}_K)}{\partial \hat{\beta}_{K\ i}};$$

$\lambda$  – параметр кроку ітерацій;

$i_{\max}$  – задане максимальне число ітерацій.

Початкові значення компонент вектора поправок на першому кроці обробки навігаційної інформації задається нульовим (при  $K=1$ ) В якості початкових значень оцінок вектора поправок для кроків  $K>1$  беруться результати оцінювання вектора поправок попереднього кроку ( $K-1$ ).

Вирази для матриць  $\Gamma_{iK}$  та  $\Gamma_{iK}^{\oplus}$  у процедурі (6) мають такий вид:

$$\Gamma_{iK} = \tilde{V}_K \begin{pmatrix} \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{iK}) & -(1 + \Delta\hat{\delta}_{iK}) \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{iK}) \\ \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{iK}) & (1 + \Delta\hat{\delta}_{iK}) \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{iK}) \end{pmatrix}; \quad (7)$$

$$\Gamma_{iK}^* = \Gamma_{iK}^{\oplus}. \quad (8)$$

На кожному  $K$ -му кроці обробки навігаційної інформації окрім оцінювання поправок до показників датчиків за допомогою нелінійної регресійної процедури (6) отримують також оцінки поточних координат центра мас БПМ і уточнені оцінки поправок до показників датчиків. Для цього використовується процедура узагальненої дискретної фільтрації у якій операція корекції оцінок координат центра мас БПМ і поправок до показників датчиків виконується тільки при наявності поточної позиційно-швидкісної інформації від ДСНС, а операція екстраполяції оцінки координат на кожному кроці обробки виконується за допомогою формул для курсо-швидкісного числення координат з урахуванням поточних значень оцінки поправок до показників датчиків шляхової швидкості та курсу.

Вектор стану для узагальненого дискретного фільтра має вид:

$$\bar{Z}_K = (X_K, Z_K, \Delta\delta_P, \delta\psi_P)^T \quad (9)$$

де  $X_K, Z_K, \Delta\delta_P, \delta\psi_P$  - дійсні значення координат і поправок.

Дискретна модель еволюції вектора стану характеризується векторним співвідношенням виду:

$$\bar{Z}_{K+1} = \bar{f}(\bar{Z}_K) + B_{1K}\bar{\varepsilon}_{1K} + B_{2K}\bar{\varepsilon}_{2K} \quad (10)$$

де  $\bar{\varepsilon}_{1K}, \bar{\varepsilon}_{2K}$  - чотиримірні вектори-стовпці некорельованих випадкових збурень з нульовими математичними очікуваннями і одиничними дисперсіями – вектори "білого" шуму;

$$B_{1K} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\xi\delta_V} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\xi\Delta\psi} \end{pmatrix} \cdot \Delta T^{\frac{1}{2}}; \quad (11)$$

$$B_{2K} = \begin{pmatrix} \sigma_{V_d} \cos\tilde{\psi}_K & -\sigma_{\Delta\psi} \tilde{V}_{Z_K} \Delta T & 0 & 0 \\ \sigma_{V_d} \sin\tilde{\psi}_K & \sigma_{\Delta\psi} \tilde{V}_{X_K} \Delta T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \Delta T^{\frac{1}{2}}; \quad (12)$$

$\sigma_{V_d}, \sigma_{\xi\delta_V}, \sigma_{\xi\Delta\psi}$  – задані параметри;

$$\begin{aligned} \tilde{V}_{X_K} &= \tilde{V}_K \cos\tilde{\psi}_K; \\ \tilde{V}_{Z_K} &= \tilde{V}_K \sin\tilde{\psi}_K. \end{aligned} \quad (13)$$

Вектор  $\bar{f}(\bar{Z}_K)$  має вигляд:

$$\bar{f}(\bar{Z}_K) = \bar{Z}_K + \begin{pmatrix} \tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_{PK}) \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_{PK}) \\ \tilde{V}_K (1 + \Delta\delta_{PK}) \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\psi_{PK}) \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Вектор спостережень для узагальненого дискретного фільтра формується у вигляді:

$$\bar{Y}_K = (\tilde{X}_K^{CHC}, \tilde{Z}_K^{CHC}, \Delta\hat{\delta}_P, \delta\hat{\psi}_P)^T, \quad (15)$$

де  $\Delta\hat{\delta}_p$ ,  $\delta\hat{\psi}_p$  – оцінки поправок, що отримані за допомогою процедури нелінійної регресії (6).

Вектор спостережень  $\bar{Y}_K$  відповідає формулі:

$$\bar{Y}_K = \bar{Z}_K + D_{1K}^* \bar{\varepsilon}_{1K} + D_{2K}^* \bar{\varepsilon}_{2K}, \quad (16)$$

Матриці  $D_{1K}^*$  та  $D_{2K}^*$  мають вигляд:

$$D_{1K}^* = \frac{\sigma_{Vc}}{\tilde{V}_K} \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{PK}) & \sin(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{PK}) & 0 & 0 \\ -\sin(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{PK}) & \cos(\tilde{\psi}_K + \delta\hat{\psi}_{PK}) & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad (17)$$

$$D_{2K}^* = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \sigma_{Kc} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{Kc} \\ \frac{\sigma_{Vg}}{\tilde{V}_K} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\psi g} & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (18)$$

де  $\sigma_{Kc}$ ,  $\sigma_{Vg}$  – задані параметри.

Процедура узагальненої дискретної фільтрації (оцінювання вектору  $\bar{Z}_K$ ), що відповідає моделі (6) у відповідності до спостережень виду (16), включає два основні кроки:

- перший - крок корекції оцінок вектору  $\hat{\bar{Z}}_K^{(-)}$  та коваріаційної матриці помилок оцінки  $P_K^{(-)}$ , що виконується за умов надходження позиційно-швидкісної інформації від ДСНС за формулами:

$$\hat{\bar{Z}}_K^{(+)} = \hat{\bar{Z}}_K^{(-)} + P_\gamma Q_\gamma^\oplus (\bar{Y}_K - \hat{\bar{Z}}_K^{(-)}); \quad (19)$$

$$P_K^{(+)} = P_K^{(-)} - P_\gamma Q_\gamma^\oplus P_\gamma^T, \quad (20)$$

де  $Q_\gamma = H_K P_K^{(-)} H_K^T + D_{1K} D_{1K}^T + D_{2K} D_{2K}^T$ ;

$$P_\gamma = B_{1K} D_{1K}^T + B_{2K} D_{2K}^T + P_K^{(-)} H_K^T;$$

- другий - крок екстраполяції  $\hat{\tilde{Z}}_K^{(+)}$  та  $P_K^{(+)}$ , що виконується на кожному етапі обробки навігаційної інформації за такими формулами:

$$\hat{\tilde{Z}}_{K+1}^{(-)} = f(\hat{\tilde{Z}}_K^{(+)}); \quad (21)$$

$$P_{K+1}^{(-)} = \Phi_K P_K^{(+)} \Phi_K^T + B_{1K} B_{1K}^T + B_{2K} B_{2K}^T, \quad (22)$$

$$\text{де } \Phi_K = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \tilde{V}_{X_K} \Delta T & -\tilde{V}_{Z_K} \Delta T \\ 0 & 1 & \tilde{V}_{Z_K} \Delta T & \tilde{V}_{X_K} \Delta T \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \text{ перехідна матриця.} \quad (23)$$

Крок корекції виконується при нормальній роботі ДСНС і виключається при появі ознак порушення роботи ДСНС

Для розрахунку поточної оцінки кута повороту керуючих коліс машини використовується формула:

$$\hat{\phi}_p(t_j) = \arctg \frac{r \tilde{\psi}(t_j)}{\hat{V}(t_j)}, \quad (24)$$

де  $\tilde{\psi}(t_j)$  – вихідна інформація азимутального гіроскопу.

Розглянутий неінваріантний компенсаційний з операцією нелінійної регресії спосіб комплексної обробки навігаційної інформації характеризується високим рівнем інтеграції бортових навігаційних засобів на рівні датчиків первинної інформації, що дає можливість підвищити швидкість процесу збіжності оцінок поправок до показників датчиків та координат центра мас машини. В результаті забезпечується висока точність оцінок навігаційних параметрів БПМ при мінімізації вартості обладнання і обчислювальних затрат.



координат з координатами отриманими зчислення, інтегруванням отриманих різних сигналів за швидкістю і/або координатам, а також вимірюванні курсу, крену та тангажу ЛА. Відрізняється тим, що ЛА переводять в режим прямолінійного, горизонтального рівномірного польоту та виробляють визначення та запам'ятовування швидкості вітру. Далі здійснюють маневр по курсу, переводять ЛА в режим прямолінійного горизонтального рівномірного польоту на іншому курсі, і заново проводять визначення швидкості вітру, після чого фактичні значення складових швидкості вітру  $U_e$  і  $U_n$  за осями географічної системи координат визначають із виразів:

$$U_E = \frac{U_{E1*} \sin \Psi_2 - U_{E2*} \sin \Psi_1}{\cos \Psi_2 - \cos \Psi_1}$$

$$U_N = \frac{U_{N1*} \cos \Psi_2 - U_{N2*} \cos \Psi_1}{\cos \Psi_2 - \cos \Psi_1}$$

де  $U_{E1*}$ ,  $U_{N1*}$ ,  $\Psi_1$  – відповідні значення складових швидкості вітра та курсу ЛА, зареєстровані перед початком маневру ЛА за курсом, а  $U_{E2*}$ ,  $U_{N2*}$ ,  $\Psi_2$  – аналогічні на другому курсі ЛА.

Пристрій, що реалізує спосіб визначення швидкості вітру на борту ЛА, включає в себе датчик колійної швидкості та координат місцеположення, з'єднаний чотирма виходами відповідно з входами четвертого, третього та сьомого суматорів, датчики повітряної швидкості, кутів атаки та ковзання, курсу та вертикалі, виходами з'єднаними з входами блоку визначення складових векторів відносно швидкості. Два виходу, які відповідно через послідовно з'єднаний 1,2 суматори, 1 інтегратор, 3 суматор, 3 підсилювач, 9 суматор, 3 інтегратор та послідовно з'єднаний 5 суматор, 6 суматор, 2 інтегратор, 7 суматор, 5 підсилювач, 10 суматор, 4 інтегратор подані на другі входи 1 і 5 суматорі, при чому другі входи 9 і 10 суматорів відповідно через 4 і 6 підсилювачі з'єднані з виходами 4 і 8 суматорів, другі входи, яких з'єднані з відповідно з виходами 1 і 5 суматорів, при чому виходи 3 і 7 суматорів відповідно через 1 і 2 підсилювачі подані також на другі входи 2 і 6 суматорів. Відрізняються тим, що введений блок пам'яті і аналізу траєкторії, чотирма входами підключеними відповідно до виходів датчика повітряної

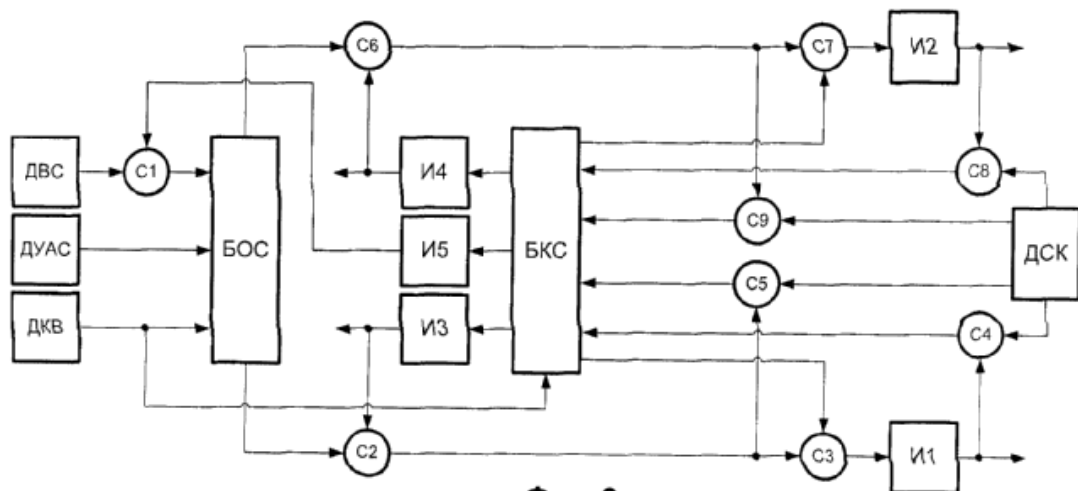


швидкості, датчика курсу та вертикалі, 3 і 4 інтеграторів, а шістьома виходами з'єднаний з входами знов веденого блоку визначення фактичного вітру.

Патент - **RU0002461801** (Дата патентування - **20.09.2012**)

Назва патенту - СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ШВИДКОСТІ ВІТРУ НА БОРТУ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ І КОМПЛЕКСНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА ЙОГО РЕАЛІЗАЦІЇ

Винахідники - Нікулін А.С.(RU), Алексєєв А.Н (RU), Бабіченко А.В. (RU), Бражник В.М. (RU), Джанджгава Г.І.(RU), Кавінський В.В.(RU), Лобко С.В. (RU), Литкін П.Д. (RU), Нікуліна А.А.(RU), Орехов М.І.(RU), Семаш А.А (RU).



Фиг. 2

Рисунок 1.7.2

Використання : у складі комплексів пілотажно - навігаційного обладнання ЛА. Спосіб визначення швидкості вітру на борту ЛА, заснований на вимірюванні швидкості ЛА відносно повітря та зчислення шляху пройденого ЛА відносно повітря, вимірювання колійної швидкості і/або поточних координат ЛА різними методами, порівняння колійної швидкості зі швидкістю відносно повітря і/або поточних координат ЛА з координатами, отриманими зчисленням, і інтегруванні отриманих різницеєвих сигналів за швидкістю і/або координат, в яких результат порівняння швидкостей і/або координат перед інтегруванням вимірюють в функції поточних значень курсу та швидкості ЛА, а саме визначення ЛА за курсом. Пристрій, що реалізує

спосіб визначення швидкості вітру, що включають взаємозв'язані датчики повітряної швидкості, кутів атаки та ковзання, курсу та вертикалі, колійної швидкості та координат місцеположення, блок визначення суматорів, в які додаткова ведені блок формування корегуючих сигналів і 5 інтегратор.

Технічним результатом є підвищення точності визначення швидкості вітру на борту.

### 1.8 Постановка задачі дослідження

Інерціальна та курсо-повітряна система можуть працювати автономно, але комплексна обробка полягає в тому, щоб ми використовували переваги однієї та іншої системи разом (переваги інерціальної навігаційної системи: висока інформативність та універсальність застосування (ІНС визначає всю сукупність пілотажно-навігаційних параметрів, необхідних для управління ЛА), повна автономність дії, висока перешкодозахищеність, можливість високошвидкісної видачі інформації; переваги курсо-повітряної навігаційної системи: дозволяють виміряти курс (тобто визначити напрямлення поздовжньої вісі повітряної системи відносно меридіану) ) і отримуємо нові якості. Комплексна обробка інформації підвищує точність, надійність та знання навігаційних параметрів (швидкість, координати та кутову орієнтації). В цьому випадку ми робимо це для інших навігаційних засобів, в таких як система повітряних сигналів, що вимірює тиск, колійну швидкість та вітер.

Розробити алгоритм комплексної обробки навігаційної інформації від курсо-повітряних датчиків БпЛА (датчика повітряної швидкості, баровисотоміра, трьохкомпонентного магнітометра, датчиків кутів тангажу, крену і ковзання) та БА ІНС.

Таблиця 1.3.

№	Стан проблеми і вирішені задачі	Проблемні питання
1	Інтегровані навігаційні комплекси (ІНК) функціонують на більшості створених БпЛА. Існує загальна	Розроблення алгоритмів ІНК має свої особливості для кожного зразка БпЛА і створюється на

	методика розроблення алгоритмів ІНК на основі теорії калманівської фільтрації	основі досвіду розробників. Тобто, кожен розробник використовує (вибирає із існуючих, або створює власні) модифікації математичних моделей та алгоритмів калманівського типу. І проблемою є вибір таких математичних моделей та алгоритмів для систем управління і навігації розроблюваного БПЛА, що правильно описують процеси обробки саме в цьому БПЛА
2	Для інтеграції ІНС і СПС застосовуються відомі алгоритми калманівського типу	В інтегрованих ІНС+СПС проблемою залишається правильне врахування впливу вітру, оскільки швидкість вітру є випадковим процесом
3	Алгоритми вимірювання швидкості вітру і її компенсування в алгоритмах інтеграції виконується по відомих формулах для стаціонарного процесу та з використанням методу найменших квадратів. При цьому випадковий характер вітру не враховується	Не враховуються випадкові похибки. Для їх врахування пропонується застосування алгоритмів оптимальної фільтрації. Тому постановка задачі: задача інтеграції ІНС+СПС розглядається як задача оптимального оцінювання з використанням специфічних алгоритмів калманівського типу, а саме неінваріантних компенсаційних алгоритмів інтеграції. Буде запропонована модифікація

	відомих алгоритмів цього типу.
--	--------------------------------

Актуальність роботи є підвищення точності, надійності та знання навігаційних параметрів, що полягає в комплексній обробці та визначення с першочерговим завданням при проектуванні та експлуатації навігаційної системи БпЛА.

## ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 1

БпЛА стали невід’ємною частиною сучасних бойових дій. Більшість БпЛА не можуть самостійно виконувати усі операції, бо ними керують дистанційно, вони критично залежать від команд з землі та сигналу навігаційних систем. Саме на ці комунікаційні системи направлені дії противника – канали управління та сигнали наземної і супутникової навігації глушаться перешкодами, водночас робляться спроби «залізти» до контуру управління апарату, щоб передавати йому хибні команди чи координати.

Інерціальним системам притаманні недоліки, які не дозволяються використовувати їх тривалий час в автономному режимі. Вимірювальними елементами ІНС, поперед усього, гіроскопам та акселерометрам, притаманні власні методичні та інструментальні помилки, початкові умови не можуть бути ведені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так названому «обуреному» режимі, і отримана з неї інформація буде містити помилки, які будуть викликані впливом перерахованих обурень. Для усунення впливу цих факторів переходять до створення комплексів, які забезпечуються корекцію ІНС.

## РОЗДІЛ 2. Інерціально-курсо-повітряна навігаційна система

### 2.1 Математичні моделі навігаційної системи

#### 2.1.1. Математична модель похибок інерціальної навігаційної системи

Безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС) є важливою складовою сучасних літальних апаратів (ЛА), що дозволяють автономно визначати поточні параметри руху. Вимірювальну базу БІНС утворюють датчики удаваних лінійних прискорень (ДЛП) і датчики кутових швидкостей (ДКШ), чітко орієнтованих відносно осей зв'язаного з ЛА системою координат. Вектор стану рухомого об'єкта, що визначається БІНС, володіють повнотою, достатньою для виконання задач стабілізації та траєкторного управління. Зростання похибок визначення поточних параметрів руху є відомою особливістю БІНС. На величини похибок впливають інструментальні похибки інерціальних датчиків, точність їх установки в блоці чутливих елементів (БЧЕ) та якість початкової виставки БІНС. Оцінка впливу інструментальних похибок на точність визначення параметрів руху дозволяє коректно сформулювати вимоги до ДКШ та ДЛП для забезпечення необхідної якості роботи усієї навігаційної системи. Відомі методи дослідження випадкових процесів, такі як вибіркова дисперсія та спектральна щільність, не завжди дозволяють ідентифікувати джерело похибок та її вклад в результуючий шумовий сигнал. Для вирішення подібних задач часто використовують відомий метод дослідження похибок інерціальних датчиків за допомогою варіації Алана.

#### Опис математичної моделі похибок

Інерціальні навігаційні системи, використовують первинну інформацію від ДЛП та ДКШ, визначають поточні параметри руху.

Для отримання якісного вирішення навігаційної задачі в розроблених системах автономного управління необхідно розуміти, який вплив надає

похибки інерціальних датчиків на точність параметрів руху керованого об'єкта, що визначаються.

Зміщення нульового сигналу є адитивною складовою похибки первинних вимірів датчика. Навіть найретельніша колі бровка і настройка допускають наяву деякого залишкового зміщення. При цьому виділяється стабільність зміщення нульового від запуску до запуску та зміщення в запуску. Той рівень зміщення, який вдається оцінити, виключаючи із вимірів датчиків.

Похибка масштабного коефіцієнта виявляється у вигляді розбіжності кута нахилу ідеальної прямої перетворювання фізичних вимірів в вихідний параметр датчика з нахилом його реальної прямою перетворювача. Похибка масштабного коефіцієнта є мультиплікативною складовою похибки первинних вимірів ті сильніше виявляється при взаємодіях, що лежать ближче до границь вимірюємого діапазону датчиків.

Випадковий шум як стохастичний процес завжди присутнє в вихідних сигналах датчиків. Його інтегрування разом з вимірами неминуче веде до появи адитивної стохастичної шумової складової в визначених параметрах руху.

Система диференціальних рівнянь, що представлена нижче, описує динаміку похибки визначення параметрів руху таких як швидкість, положення в просторі та кутова орієнтація, враховані похибки ДКШ та ДЛП, описується вище:

$$\begin{cases} \Delta \dot{V} = -\alpha A_{g1} a_{k1} - A_{g1} (\Delta K a_{k1} + da + \frac{na}{2\sqrt{t}}) \\ \Delta \dot{S} = \Delta V \\ \Delta \dot{\alpha} = A_{g1} (\Delta C \omega_1 + d\omega + \frac{n\omega}{2\sqrt{t}}) \end{cases}$$

де  $\Delta V$  – вектор похибки швидкостей об'єкта в географічній системі координат;  $\alpha$  - матриця малих похибок кутів орієнтації зв'язаної системи

координат відносно географічної;  $A_{g1}$  - матриця переходів від зв'язаної системи координат до географічної;  $a_{k1}$  - вектор прискорення, що діє по осям зв'язаної системи координат;  $\Delta K, \Delta C$  - діагональні матриці похибок масштабних коефіцієнтів датчиків лінійних прискорень та кутових швидкостей;  $da, d\omega$  - вектори, що складаються з випадкових уходів швидкості та кута;  $na, \eta\omega$  - вектори, що складаються з випадкових уходів швидкості та кута  $(ARW/VRW)t$  - поточний час;  $\dot{\Delta S}$  - вектор похибок, що визначається місцеположенням в географічній системі координат;  $\omega_1$  - вектор кутових швидкостей об'єкта в зв'язаній системі координат;  $\Delta\alpha$  - вектор похибки визначення кутової орієнтації.

Для оцінки параметрів  $da, dm, na, \eta\omega$  приведеної системи рівнянь можливо скористуватися варіацією Алана як методом аналізу часових послідовностей для визначення характеристик шумів в функції усередненого часу. Для аналізу похибок досліджуваних датчиків використовується квадратний корінь від обчисленого значення варіації Алана. Типовий графік девіації Алана в логарифмічному масштабі представлений на рис. 6.



Рисунок 2.1.1. Типовий вид кривої девіації Алана

Крива девіація Алана розділена на ділянки, які характеризують певну похибку датчика, що досліджується. Варіація Алана є сумою квадратів різних шумових складових та може бути представлена поліномом:

$$\sigma^2(\tau) = R^2 \frac{\tau^2}{2} + K^2 \frac{\tau}{2} + B^2 \frac{2}{\pi} \ln 2 + N^2 \frac{1}{\tau} + Q^2 \frac{3}{\tau^2} + \dots$$

Коефіцієнти R, K, B, N, Q характеризують інтенсивність окремих шумових складових.

В табл. 2.1. приведені значення коефіцієнтів варіації та відповідні їм наклони на кривій девіації Алана.

Таблиця 2.1. Шумові складові варіації Алана

Тип шумової складової	Нахил девіації Алана	Значення коефіцієнта
Шум квантування	-1	$Q = \sigma \frac{\tau}{\sqrt{3}}$
Білий шум змін вихідного сигналу (випадковий уход)	-0,5	$N = \sigma \sqrt{\tau}$
Нестабільність зміщення нуля	0	$B = \sigma \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}$
Білий шум приросту швидкості змін вихідного сигналу	+0,5	$K = \sigma \sqrt{\frac{3}{\tau}}$
Шум уходу вихідного сигналу	+1	$R = \sigma \frac{\sqrt{2}}{\tau}$

В якості об'єкта досліджень шумових складових був використаний БЧЕ, побудованих на базі трьох кільцевих лазерних гіроскопів ЛГ-2, що використовуються в якості ДКШ, та блоку акселерометрів БА-24, що утворює тріаду ДЛК. На рис. 2.1.2. показаний зовнішній вигляд досвідченого зразка БЧЕ з зазначенням осей чутливості.



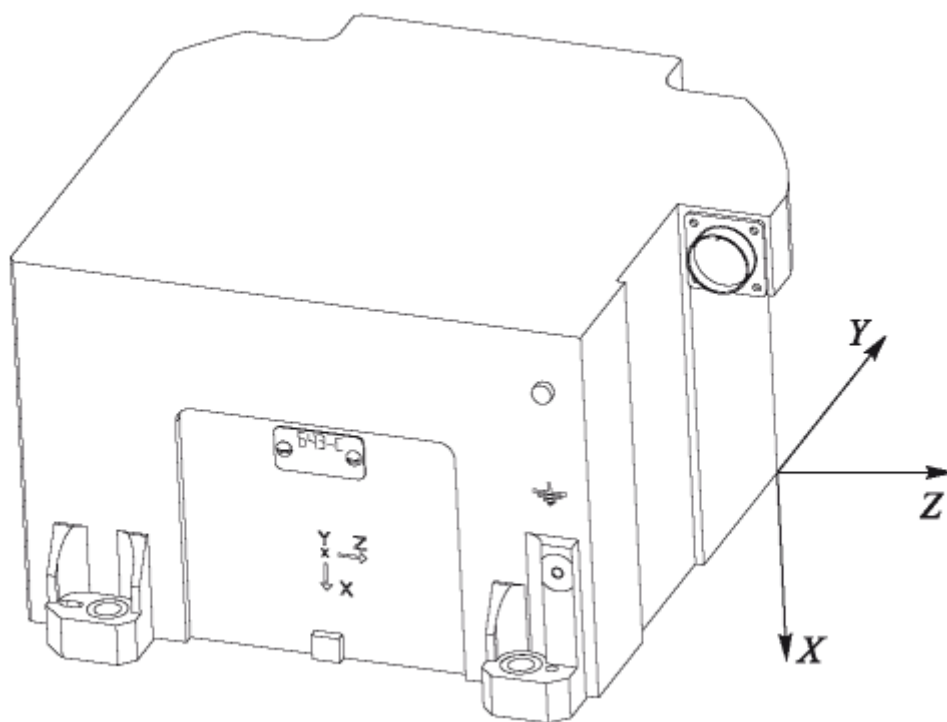


Рисунок 2.1.2. Зовнішній вигляд БЧЕ

Загальні характеристики точності дослідженого БЧЕ наступні. Відносна похибка масштабного коефіцієнту каналу вимірів кутової швидкості, не більше ніж 0,1% . Систематична складова уходу нульового сигналу каналів виміру удаваного лінійного прискорення не більше ніж  $2 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2$ . Діапазон вимірів кутової швидкості  $\pm 350 \text{ град/с}$ . Діапазон вимірів уподобаного лінійного прискорення  $\pm 30g$ . Неортогональність осей чутливості не більше  $5^\circ$ . Досліджуваний БЧЕ забезпечує перетворення вектора кутової швидкості та вектору уподобаного прискорення в цифровий код, відповідний проєкціям даних векторів на осі ортогональної зв'язаній з БЧЕ системи координат (ЗСК). БЧЕ видає споживачу інформацію у вигляді послідовного цифрового коду по мультиплексному каналу передачі даних, згідно ДСТУ Р 52070-2003. Блок є кінцевим пристроєм. Частота обміну з БЧЕ складає 100 Гц. Вихідні виміряні параметри БЧЕ – поточний кут, приріст кута за таксрахунку, приріст лінійної швидкості за такт рахунку. Під тактом розуміється період видачі даних споживачу, що дорівнює 10мс.

Для обробки даних БЧЕ за допомогою варіації Алана реєстрація вимірів БЧЕ здійснювалась протягом 4 год. в нормальних кліматичних

умовах. Отримані девіації Алана для ДКШ та ДЛП досліджуваного зразка БЧЕ приведені на рис.2.1.3.

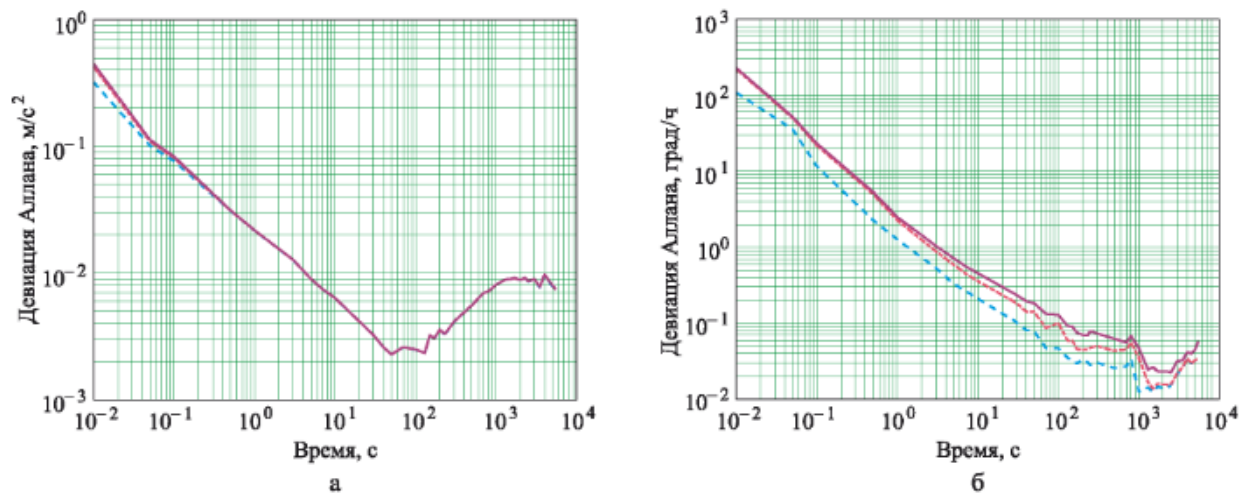


Рис. 3. Вариация (девиация) Алана:  
а – для ДЛУ: --- ДЛУ<sub>x</sub>; --- ДЛУ<sub>y</sub>; --- ДЛУ<sub>z</sub>; б – для ДУС: --- ДУС<sub>x</sub>; --- ДУС<sub>y</sub>; --- ДУС<sub>z</sub>

Рисунок 2.1.3.

За отриманою девіацією Алана, були визначені нестабільні зміщення нульового сигналу в запуску для ДКШ та ДЛП:

$$da_{x,y,z}, d\omega_{x,y,z} = \sigma_{min a_{x,y,z}}, \sigma_{min \omega_{x,y,z}} \sqrt{\frac{\pi}{2 \ln 2}}$$

а також випадкові уходи кутів та швидкостей за формулою:

$$na_{x,y,z}, n\omega_{x,y,z} = \sigma(\tau)_{a_{x,y,z}}, \sigma(\tau)_{\omega_{x,y,z}} \sqrt{\tau}$$

де  $\tau$  - вибирається на ділянці кривої девіації Алана с нахилом -1/2, побудованої в логарифмічному масштабі.

Отримані значення нестабільності зміщення нульового сигналу та випадкові уходи кутів та швидкостей приведені в табл. 2.2.

Таблиця 2.2.

Параметри	ДЛП <sub>x</sub>	ДЛП <sub>y</sub>	ДЛП <sub>z</sub>	ДКШ <sub>x</sub>	ДКШ <sub>y</sub>	ДКШ <sub>z</sub>
ARW, град/год	-	-	-	0,021115	0,037593	0,0416113

VRV, м/с/год	1,2997	1,3055	1,3086	-	-	-
Нестабільність зміщення нульового сигналу, град/год	-	-	-	$1,8792e^{-2}$	$0,0605e^{-2}$	$4,0154e^{-2}$
Нестабільність зміщення нульового сигналу, м/с <sup>2</sup>	$3,4345e^{-3}$	$3,4428e^{-3}$	$3,4482e^{-3}$	-	-	-

В результаті проведених робіт отримані оціночні характеристики нестабільності зміщення нульових сигналів ДЛП та ДКШ, випадкові уходи кута та швидкості (ARW/VRW) конкретного зразку БЧЕ.

Запропонована математична модель похибок не точність визначення параметрів руху рухомого об'єкта. Створена математична модель використовується для оцінки точних характеристик БІНС.

### 2.1.2. Математична модель курсо-повітряної навігаційної системи

Курсова система (КС) може працювати лише в двох режимах - гіронапівкомпаса (ГПК) і гіромагнітного компаса (ГМК), розглянемо математичні моделі КС для обох режимів.

Математична модель КС в режимі ГПК виглядає так:

$$\psi_{\text{КС}} = \psi + \Delta\psi_{\Omega} + \psi_{\text{др}} + \Delta\psi_i$$

де  $\psi$  - це ортодромічний або географічний курс;  $\psi_{\text{КС}}$  - це вихідний сигнал КС.

Методична помилка  $\Delta\psi_{\Omega}$ , зумовлений обертанням Землі, можна отримати з виразу:

$$\Delta\dot{\psi}_{\Omega} = (\Omega_3 + \dot{\lambda})(\sin \varphi - \sin \varphi_{\text{ГПК}})$$

де  $\dot{\lambda}$  - швидкість зміни довготи;  $\Omega_3$  - швидкість обертання Землі;  $\varphi$  - істинна широта;  $\varphi_{\text{ГПК}}$  - широта, яка задана з пристрою компенсації.

Карданова похибка ГПК  $\Delta\psi_{\text{КАРД}}$ , що не враховується  $\vartheta$  дорівнює:

$$\Delta\psi_{\text{КАРД}} = \arctg[\tg\psi \cos\gamma] - \psi$$

де  $\gamma$  - кут крену ЛА.

Розмір інструментальної похибки  $\psi_i$  незначний, тож нею можна знехтувати.

Дрейф ГПК можна визначити з виразу:

$$\Delta\dot{\psi}_{\text{др}} = \Delta\omega_{\text{ГПК}} + \xi_{\text{ГПК}}$$

де  $\Delta\omega_{\text{ГПК}}$  – постійна або низькочастотна складова швидкості дрейфу ГПК;  
 $\xi_{\text{ГПК}}$  – флуктуаційна складова швидкості дрейфу, що зумовлена розбалансуванням, моментами тертя.

Математична модель КС в режимі ГМК рекомендована у вигляді:

$$\Psi_{\text{КС}} = \psi_{\text{МК}} + \Delta\psi_{\text{ГМК}}$$

$$\Delta\dot{\psi}_{\text{МК}} + f(\psi_{\text{КС}} - \psi_{\text{МК}}) = \Delta\omega_{\text{ГМК}} + \xi_{\text{ГМК}}$$

де  $\Delta\psi_{\text{ГМК}}$  - помилки КС в режимі ГМК;  $f(\psi_{\text{КС}} - \psi_{\text{МК}})$  – характеристики корекції;  $\Delta\omega_{\text{ГМК}}$ ,  $\xi_{\text{ГМК}}$  – постійна та флуктуаційна складова дрейфу. Моделі КС можуть бути використані при моделюванні контурів автоматичного управління ЛА при стабілізації курсу, при польоті маршрутом курсовим методом, а ще в алгоритмах сумісної обробки однорідної інформації.

В системі повітряних сигналів (СПС) найменш інерціальними є канали абсолютної барометричної висоти  $H_a$  і приладової швидкості  $V_{\text{пр}}$ , їх функції виконують датчики статичного та динамічного тисків.

Для каналу математична модель СПС має вигляд:

$$\ddot{H}_a^{\text{СПС}} + 2\xi_{H_a}\omega_{H_a}\dot{H}_a^{\text{СПС}} + \omega_{H_a}^2 H_a^{\text{СПС}} = H_a + \Delta H_a^{\text{СПС}} + \xi_{H_a}$$

де  $H_a^{\text{СВС}}$  – барометрична висота на виході СПС;  $H_a$  - вимірювана барометрична висота;  $\Delta H_a^{\text{СВС}}$  - постійна помилка СПС у каналі висоти;  $\xi_{H_a}$  - випадкова помилка;  $\omega_{H_a} \in [10 \dots 15] \text{с}^{-1}$  - власна частота каналу барометричної висоти;  $\zeta_{H_a} \in [0,7 \dots 0,8]$  – декремент згасання.

Математична модель СПС для каналу  $V_{\text{пр}}$  може виглядати наступним чином:

$$\ddot{V}_{\text{пр}}^{\text{СПС}} + 2\zeta_V \omega_V V_{\text{пр}}^{\text{СПС}} + \omega_V^2 V_{\text{пр}}^{\text{СПС}} = V_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр}}^{\text{СПС}} + \xi_V$$

де  $V_{\text{пр}}$  - вимірювана приладна швидкість;  $V_{\text{пр}}^{\text{СПС}}$  - вихідний сигнал СПС; усі інші позначення в математичній моделі індексуються як  $V_{\text{пр}}$ , але вони аналогічні позначенням каналу  $H_a$ .

Канали виміру числа  $M$  польоту і швидкості  $V$  через зміни власних частот і декрементів згасання в широких межах є найбільш інерціальними у СВС. Інерційність проводок статичного та динамічного тисків, визначаються змінами власних часток і декрементів згасання, та залежать від висоти та швидкості польоту.

Статичні похибки каналів  $H_a$ ,  $V$ , Міснующих СПС змінюється в межах:

$$\sigma_H \in [0,03 \dots 0,4]\%;$$

$$\sigma_M \in [0,2 \dots 0,6]\%;$$

$$\sigma_V = 5 \text{ км/год} + 0,0035 V, \forall H_a < 20 \text{ км};$$

$$\sigma_V = 5 \text{ км/год} + 0,007 V, \forall H_a \geq 20 \text{ км}.$$

де  $\sigma_H$ ,  $\sigma_M$ ,  $\sigma_V$  – середньоквадратичні зведені похибки вимірювання величин  $V$ ,  $M$  і  $H$  відповідно. Моделі можуть використовуватись в алгоритмах ПНК для комплексної обробки навігаційної інформації, а також для моделювання контурів автоматичного управління на етапах стабілізації висоти та приладної швидкості польоту.

## 2.2. Алгоритми обробки навігаційної інформації в інтегрованих навігаційних системах

Основними задачами ПНК як постачальника інформаційного забезпечення польоту ЛА є:

- сумісна обробка навігаційної інформації, яка надходить на борт ЛА;
- забезпечення високої надійності функціонування бортових систем та комплексів ЛА та загальної безпеки польоту за рахунок резервування джерел інформації.

Застосування різних методів обробки інформації, що надходить на борт ЛА, забезпечує її висока ефективність використання. Основними методами обробки інформації оптимальна фільтрація та оптимальне управління, що реалізується в сучасних ПНК. Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю. Структурна надмірність в ПНК це можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома засобами з використанням сигналів від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК. Інформація що була отримана таким чином комплексується.

Широке розповсюдження в існуючих ПНК здобули такі способи сумісної обробки інформації, що надходять від декількох вимірників:

- взаємна компенсація і фільтрація похибок вимірювальних приладів, що вимірюють один і той самий навігаційний параметр;
- оптимальне оцінювання вектора стану з використанням апріорної інформації про контрольований процес та поточні вимірювання, що реалізує алгоритм оптимальної фільтрації Калмана.

Алгоритм оцінювання за методом найменших квадратів

Метод найменших квадратів застосовують для того, щоб одержати оптимальні оцінки при обробці накопичених вимірювань. Якщо виконано  $n$  вимірювань координат  $X$  системи:

$$Z=HX + V_z \quad (25)$$

де  $H$  – матриця спостереження;  $Z$ ,  $X$  і  $V_z$  – це вектори, компонентами яких є реалізація вектора вимірювання  $Z_i$ , вектора стану системи  $X_i$  і вектора помилок вимірювання  $V_{z_i}$ , відповідно, при чому  $i = \overline{1, m}$ .

Необхідно за спостереженнями  $Z$  та заданою матрицею спостереження  $H$  найкраще оцінити стан вектора  $X$ . Критерієм такої оцінки за МНК служить функціонал

$$J = \sum_{i=1}^m V_{z_i}^T V_{z_i}, \quad (26)$$

який мінімізує суму квадратів помилок вимірювання  $V_{z_i}$ .

У матричному вигляді цей вираз пишеться так:

$$J = \begin{vmatrix} V_{z_1} & V_{z_2} & \dots & V_{z_m} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} V_{z_1} \\ V_{z_2} \\ \vdots \\ V_{z_m} \end{vmatrix}, \quad (27)$$

або так:

$$J = (Z - HX)^T (Z - HX). \quad (28)$$

Оцінку  $\hat{X}$ , вектора стану системи  $X$  можна одержати шляхом розв'язання рівняння  $\frac{\partial J}{\partial X} = 0$ .

З урахуванням рівняння маємо:

$$H^T (Z - H\hat{X}) + (Z - H\hat{X})^T H = 0. \quad (29)$$

Доданки виразу (29) між собою рівні, тому що є добутками транспонованих відносно один до одного однакових співмножників  $H$  і  $(Z - H\hat{X})$ . А значить, тільки рівність нулю кожного з цих двох доданків забезпечує рівність нулю виразу (29).

Нехай:

$$H^T (Z - H\hat{X}) = 0,$$

тоді  $H^T Z - H^T H \hat{X} = 0$ , або  $\hat{X} = (H^T H)^{-1} H^T Z$ .

Тепер можна сформулювати необхідні та достатні умови отримання оптимальних оцінок  $\hat{X}$  вектора стану  $X$  за методом найменших квадратів у вигляді основних положень, виконання яких передбачає:

- наявність накопичених спостережень  $Z_i, i = \overline{1, m}$ ;
- знання матриці спостережень  $H$ ;
- не особливість матриці  $H^T H$ , тобто  $|H^T H| \neq 0$ .

На рис.2.2.1. показана структурна схема одержання оптимальних оцінок за методом найменших квадратів.

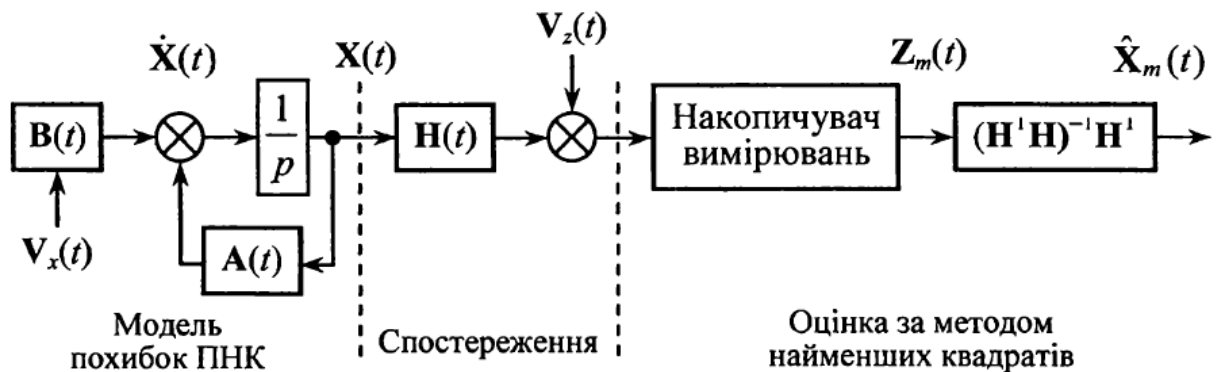


Рисунок 2.2.1.

Отримання оцінки  $\hat{X}$  зв'язані з накопиченням спостережень  $Z_m$  унаслідок чого нова оцінка параметра не збігається за часом з його поточним значенням на час, що необхідний для накопичення спостережень. Тому даний алгоритм для оцінки використовують лише у випадку виміру того самого параметра одночасно кількома датчиками.

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності

Алгоритм оцінювання за методом максимуму правдоподібності, як і алгоритм оцінювання за МНК, потребує накопичення вимірювань, тобто наявності вектора спостережень.



Вважається, що похибки вимірювання розподілені за нормальним законом. Тоді щільність розподілу ймовірностей вектора  $V_{z_m}$  має вигляд:

$$P(V_{z_m}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp \left[ -\frac{1}{2} V_{z_m}^T R_z^{-1} V_{z_m} \right], \quad (30)$$

де  $R_z$  - кореляційна матриця похибок вимірювання;  $|R_z|$  - визначник матриці  $R_z$ .

Використання алгоритму оцінок за ММП передбачає виконання умови  $|R_z| \neq 0$ , тобто матриця  $R_z$  не повинна бути особливою. Підставивши у (25) і (6), отримаємо вираз для функції правдоподібності

$$\psi(X) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} \exp \left[ -\frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m) \right],$$

яка є щільністю розподілу помилок вимірювання.

Необхідно обрати таку оцінку  $\hat{X}_m$ , при якій функція правдоподібності  $\psi(X)$  перетвориться в максимум, який відповідає мінімуму квадратів відхилень виміряних координат вектора  $X$  від їхнього дійсного значення. Для цього необхідно, щоб

$$\frac{\partial \psi(X)}{\partial X} = 0.$$

На практиці зручніше обчислювати максимум не самої функції правдоподібності, а її логарифма, тобто

$$\ln \psi(X) = \ln \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^m |R_z|}} - \frac{1}{2} (Z_m - HX_m)^T R_z^{-1} (Z_m - HX_m). \quad (31)$$

Узявши в рівнянні (31) похідні за компонентами вектора  $X_m$  і прирівнюючи їхню суму до нуля, отримаємо:

$$\frac{1}{2} H^T R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m) + \frac{1}{2} H R_z^{-1} (Z_m - H\hat{X}_m)^T = 0. \quad (32)$$

Зауважимо, що як і для формули оцінки вимірювань за МНК, один з доданків виразу (32) є транспонованим відносно іншого. Отже, доданки цього виразу

рівні між собою, вони не можуть бути від'ємні, тому кожний з них дорівнює нулю. Припустимо, що

$$H^T R_z^{-1} (Z_m - H \hat{X}_m) = 0,$$

тоді

$$\hat{X}_m = (H^T R_z^{-1} H)^{-1} H^T R_z^{-1} Z_m. \quad (33)$$

Вираз (33) стає вихідним для розробки алгоритму отримання оптимальних оцінок за ММП.

Для визначення цих оцінок необхідно:

- накопичити  $m$  спостережень -  $Z_m$ ;
- знати кореляційну матрицю  $R_z$  похибок вимірника;
- знати матрицю зв'язків спостереження  $H$ .

Структурна схема отримання оптимальних оцінок за методом максимуму правдоподібності показана на рис.2.2.2.

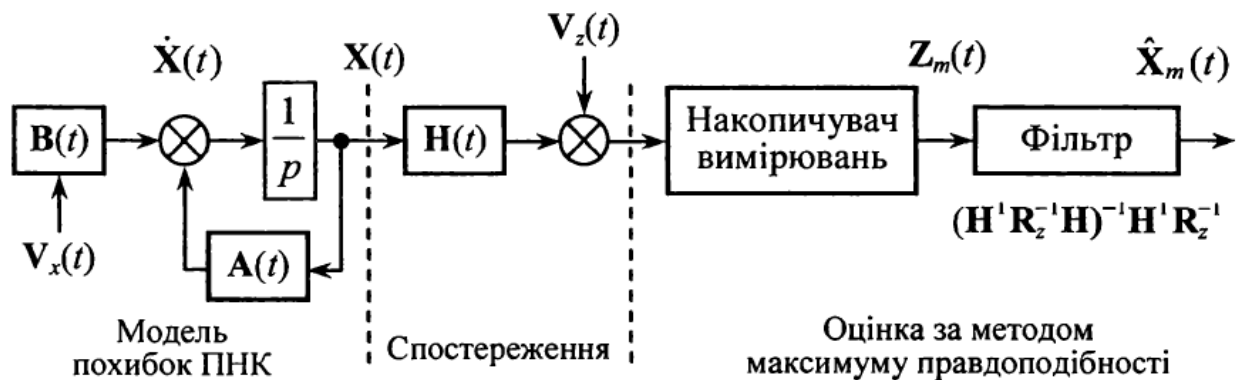


Рисунок 2.2.2.

Як і для алгоритму оцінок за МНК отримання оцінки  $\hat{X}_m$  пов'язане з накопиченням вимірювань  $Z_m$  тому цей метод, як і для МНК можна використовувати лише при вимірюванні одного параметра декількома системами. В іншому випадку нова оцінка помилок ПНК не буде співпадати з

поточним значенням помилок на час, що дорівнює часу накопичення спостережень.

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана

Алгоритм неперервного оптимального фільтра Калмана (ОФК) об'єднує розв'язання двох задач: спостереження та фільтрації. Принцип побудови ОФК розглянемо для випадку лінійної системи, описаної системою рівнянь

$$\begin{aligned}\dot{X}(t) &= A(t)X(t) + B(t)V_x(t); \\ Z(t) &= H(t)X(t) + V_z(t).\end{aligned}\tag{34}$$

Ставиться задача знайти такі оцінки  $\hat{X}$ , щоб помилки оцінювання

$$\Delta(t) = X(t) - \hat{X}(t)$$

були мінімальними. Іншими словами, необхідно забезпечити мінімум суми діагональних елементів матриці.

$$P(t) = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & p_{1n} \\ p_{21} & p_{22} & \cdots & p_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{n1} & p_{n2} & \cdots & p_{nn} \end{bmatrix} = M[\Delta(t)\Delta^t(t)].$$

У коваріаційній матриці  $P(t)$  члени  $p_{ii} = D_i = \sigma_1^2$  характеризують дисперсії помилок оцінювання співпадаючих координат  $x_i$  а члени  $p_{ij}$  - їхню взаємну кореляцію.

Відомо, що для динамічної системи (34) оптимальним фільтром, що забезпечує мінімум сліду матриці  $P$ , стає алгоритм, який складається з трьох блоків:

1) основного блоку

$$\hat{X}(t) = A(t)\hat{X}(t) + K_\Phi(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)];$$

2) блоку обчислення коефіцієнтів корекції

$$K_{\Phi}(t) = P(t)H^T(t)R_Z^{-1}(t);$$

3) блоку розв'язання рівняння коваріацій

$$\dot{P}(t) = A(t)P(t) + P(t)A^T(t) - P(t)H^T(t)R_Z^{-1}(t)H(t)P(t) + B(t)R_X B^T(t).$$

Цей алгоритм забезпечує оцінювання всіх координат вектора  $X$  при виконанні умов спостережливості динамічної системи. Його особливість у виборі коефіцієнтів матриці  $K_{\Phi}$ . вихідні значення оцінок  $\hat{X}(0)$  визначаються за попередньою інформацією про координати вектора  $X$ . Коваріаційну матрицю поточних помилок оцінювання  $P(t)$  необхідно обчислювати безперервно в процесі оцінювання, або попередньо, якщо це можливо.

Зміст рівняння коваріацій, за яким розраховується матриця  $P(t)$  пояснюється таким чином: якщо модель динамічної системи ідеально точна, то реальні помилки оцінювання для фільтра, побудованого за вказаним рівнянням, будуть співпадати з коваріаціями  $P(t)$  і при цьому вони будуть мінімальні. Отже, оптимальність фільтра буде досягнута тільки у випадку точного опису структури моделі системи та правильно обраних параметрів:  $A, B, H, R_X, R_Z$ .

Ось чому під час синтезу систем оцінювання особливу увагу приділяють процесу складання математичних моделей вимірників та досліджуваної системи.

### 2.3. Математична модель інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи

Зневажаючи вертикальними коріолісовими й іншими вертикальними прискореннями ЛА, модель ІНС із горизонтальною платформою можна подати у вигляді:

$$x_{\text{іНС}} = x + \Delta x_{\text{іНС}} ; \quad z_{\text{іНС}} = z + \Delta z_{\text{іНС}} ;$$

$$\psi_{\text{іНС}} = \psi + \Delta \psi_{\text{іНС}} ; \quad \vartheta_{\text{іНС}} = \vartheta + \Delta \vartheta_{\text{іНС}} ; \quad \gamma_{\text{іНС}} = \gamma + \Delta \gamma_{\text{іНС}} ;$$

$$\Delta \ddot{x}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta x_{\text{інс}} = \ddot{z} \Delta \psi_{\text{інс}} - g \Delta \vartheta_{\text{інс}} + \Delta \ddot{x}_{\text{ак}} ;$$

$$\Delta \ddot{z}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta z_{\text{інс}} = g \Delta \gamma_{\text{др}} - \ddot{x} \Delta \psi_{\text{др}} + \Delta \ddot{z}_{\text{ак}} ;$$

$$\Delta \ddot{\vartheta}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \vartheta_{\text{інс}} = \ddot{z} \cdot \Delta \psi_{\text{др}} R^{-1} + \Delta \ddot{x}_{\text{ак}} R^{-1} + \Delta \ddot{\vartheta}_{\text{др}} ;$$

$$\Delta \ddot{\gamma}_{\text{інс}} + \tau^2 \Delta \gamma_{\text{інс}} = \Delta \ddot{z}_{\text{ак}} R^{-1} + \ddot{x} \Delta \psi_{\text{др}} R^{-1} + \Delta \ddot{\gamma}_{\text{др}} ;$$

$$\Delta \psi_{\text{др}} = \Delta \psi_{\text{інс}} ; \Delta \dot{\psi}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\psi_{\text{др}}} ; \Delta \dot{\vartheta}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\vartheta_{\text{др}}} ; \Delta \dot{\gamma}_{\text{др}} = \Delta \omega_{\gamma_{\text{др}}} ,$$

де  $x_{\text{інс}}, z_{\text{інс}}$  - вихідні сигнали ІНС (координати);  $x, z$  - істинні горизонтальні координати ЛА;  $\Delta x_{\text{інс}}, \Delta z_{\text{інс}}$  - похибки ІНС із горизонтальних координат;  $\psi_{\text{інс}}, \vartheta_{\text{інс}}, \gamma_{\text{інс}}$  - похибки ІНС із кутів курсу, курсу і крену;  $\Delta \ddot{x}_{\text{ак}}, \Delta \ddot{z}_{\text{ак}}$  - похибки повздовжнього та бічного акселерометрів;  $\omega_{\psi_{\text{др}}}, \omega_{\vartheta_{\text{др}}}, \omega_{\gamma_{\text{др}}}$  - швидкості дрейфу азимутального та горизонтального гіроскопів;  $\ddot{x}, \ddot{z}$  - повздовжні та бічні прискорення;  $\tau = \sqrt{gR^{-1}}$  - частота Шулера;  $R$  - відстань від центра Землі.

Однак таку модель ІНС доволі складно використовувати для синтезу систем автоматичного управління або алгоритму оптимальної обробки інформації. З таких міркувань таку модель ІНС потрібно спростити. З цієї моделі очевидно, що похибки  $\Delta x_{\text{інс}}, \Delta z_{\text{інс}}$  є вихідними розмірами консервативних ланок із періодом, що дорівнює періоду Шулера, та з вхідними впливами, що складаються з постійних функцій та функцій, які повільно змінюються.

Реакції консервативних ланок на збурюючі впливи через виборчу властивість консервативної ланки являють собою повільно змінні розміри, які можна вважати постійним протягом циклу оцінювання, набагато меншого періоду Шулера. У випадку незначного циклу оцінювання дрейфу платформи, похибки  $\Delta \psi_{\text{інс}}, \Delta \vartheta_{\text{інс}}, \Delta \gamma_{\text{інс}}$  можна вважати постійними. Тоді спрощена модель ІНС матиме вигляд:

$$x_{\text{інс}} = x + \Delta x_{\text{інс}} ; \quad z_{\text{інс}} = z + \Delta z_{\text{інс}} ; \quad \psi_{\text{інс}} = \psi + \Delta \psi_{\text{інс}} ;$$

$$\vartheta_{\text{ІНС}} = \vartheta + \Delta\vartheta_{\text{ІНС}}; \quad \gamma_{\text{ІНС}} = \gamma + \Delta\gamma_{\text{ІНС}};$$

$$\Delta\dot{x}_{\text{ІНС}} = 0; \quad \Delta\dot{z}_{\text{ІНС}} = 0; \quad \Delta\dot{\psi}_{\text{ІНС}} = 0; \quad \Delta\dot{\vartheta}_{\text{ІНС}} = 0; \quad \Delta\dot{\gamma}_{\text{ІНС}} = 0.$$

На кожному інтервалі оцінювання розміри  $\Delta x_{\text{ІНС}}, \Delta z_{\text{ІНС}}, \Delta\psi_{\text{ІНС}}, \Delta\vartheta_{\text{ІНС}}, \Delta\gamma_{\text{ІНС}}$  приймаються випадкові значення, дисперсії яких змінюються від інтервалу до інтервалу та задаються на основі експериментальних даних або аналізу повної моделі ІНС. Модель ІНС можуть бути використані при моделюванні режимів польоту за маршрутом, а також в алгоритмах комплексної обробки навігаційної інформації.

Курсова система (КС) може працювати лише в двох режимах - гіронапівкомпаса (ГПК) і гіромагнітного компаса (ГМК), розглянемо математичні моделі КС для обох режимів.

Математична модель КС в режимі ГПК виглядає так:

$$\psi_{\text{КС}} = \psi + \Delta\psi_{\Omega} + \psi_{\text{др}} + \Delta\psi_{\text{і}}$$

де  $\psi$  - це ортодромічний або географічний курс;  $\psi_{\text{КС}}$  - це вихідний сигнал КС.

Методична помилка  $\Delta\psi_{\Omega}$ , зумовлений обертанням Землі, можна отримати з виразу:

$$\Delta\psi_{\Omega} = (\Omega_{\text{З}} + \dot{\lambda})(\sin \varphi - \sin \varphi_{\text{ГПК}})$$

де  $\dot{\lambda}$  - швидкість зміни довготи;  $\Omega_{\text{З}}$  - швидкість обертання Землі;  $\varphi$  - істинна широта;  $\varphi_{\text{ГПК}}$  - широта, яка задана з пристрою компенсації.

Карданова похибка ГПК  $\Delta\psi_{\text{КАРД}}$ , що не враховується  $\vartheta$  дорівнює:

$$\Delta\psi_{\text{КАРД}} = \arctg[\tg\psi \cos\gamma] - \psi$$

де  $\gamma$  - кут крену ЛА.

Розмір інструментальної похибки  $\psi_{\text{і}}$  незначний, тож нею можна знехтувати.

Дрейф ГПК можна визначити з виразу:  $\omega$

$$\Delta\dot{\psi}_{\text{др}} = \Delta\omega_{\text{ГПК}} + \xi_{\text{ГПК}}$$

де  $\Delta\omega_{ГПК}$  – постійна або низькочастотна складова швидкості дрейфу ГПК;  
 $\xi_{ГПК}$  – флуктуаційна складова швидкості дрейфу, що зумовлена  
 розбалансуванням, моментами тертя.

Математична модель КС в режимі ГМК рекомендована у вигляді:

$$\Psi_{КС} = \psi_{МК} + \Delta\psi_{ГМК}$$

$$\Delta\dot{\psi}_{МК} + f(\psi_{КС} - \psi_{МК}) = \Delta\omega_{ГМК} + \xi_{ГМК}$$

де  $\Delta\psi_{ГМК}$  – помилки КС в режимі ГМК;  $f(\psi_{КС} - \psi_{МК})$  – характеристики корекції;  $\Delta\omega_{ГМК}$ ,  $\xi_{ГМК}$  – постійна та флуктуаційна складова дрейфу. Моделі КС можуть бути використані при моделюванні контурів автоматичного управління ЛА при стабілізації курсу, при польоті маршрутом курсовим методом, а ще в алгоритмах сумісної обробки однорідної інформації.

В системі повітряних сигналів (СПС) найменш інерціальними є канали абсолютної барометричної висоти  $H_a$  і приладової швидкості  $V_{пр}$ , їх функції виконують датчики статичного та динамічного тисків.

Для каналу математична модель СПС має вигляд:

$$\ddot{H}_a^{СПС} + 2\xi_{H_a}\omega_{H_a}\dot{H}_a^{СПС} + \omega_{H_a}^2 H_a^{СПС} = H_a + \Delta H_a^{СПС} + \xi_{H_a}$$

де  $H_a^{СВС}$  – барометрична висота на виході СПС;  $H_a$  – вимірювана барометрична висота;  $\Delta H_a^{СВС}$  – постійна помилка СПС у каналі висоти;  $\xi_{H_a}$  – випадкова помилка;  $\omega_{H_a} \in [10 \dots 15] \text{с}^{-1}$  – власна частота каналу барометричної висоти;  $\zeta_{H_a} \in [0,7 \dots 0,8]$  – декремент згасання.

Математична модель СПС для каналу  $V_{пр}$  може виглядати наступним чином:

$$\ddot{V}_{пр}^{СПС} + 2\zeta_V\omega_V\dot{V}_{пр}^{СПС} + \omega_V^2 V_{пр}^{СПС} = V_{пр} + \Delta V_{пр}^{СПС} + \xi_V$$

де  $V_{пр}$  – вимірювана приладна швидкість;  $V_{пр}^{СПС}$  – вихідний сигнал СПС; усі інші позначення в математичній моделі індексуються як  $V_{пр}$ , але вони аналогічні позначенням каналу  $H_a$ .

Канали виміру числа  $M$  польоту і швидкості  $V$  через зміни власних частот і декрементів згасання в широких межах є найбільш інерціальними у СВС. Інерційність проводок статичного та динамічного тисків, визначаються змінами власних часток і декрементів згасання, та залежать від висоти та швидкості польоту.

Статичні похибки каналів  $H_a$ ,  $V$ , Міснующих СПС змінюється в межах:

$$\sigma_H \in [0,03...0,4]\%;$$

$$\sigma_M \in [0,2...0,6]\%;$$

$$\sigma_V = 5\text{км/год} + 0,0035 V, \forall H_a < 20\text{км};$$

$$\sigma_V = 5\text{км/год} + 0,007 V, \forall H_a \geq 20\text{км}.$$

де  $\sigma_H$ ,  $\sigma_M$ ,  $\sigma_V$  – середньоквадратичні зведені похибки вимірювання величин  $V$ ,  $M$  і  $H$  відповідно. Моделі можуть використовуватись в алгоритмах ПНК для комплексної обробки навігаційної інформації, а також для моделювання контурів автоматичного управління на етапах стабілізації висоти та приладної швидкості польоту.

#### 2.4. Методика математичного моделювання інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи

Синтез алгоритму комплексної обробки навігаційної інформації для БПЛА на основі інерціальної та курсо-повітряної інформації

З урахуванням результатів, наведених у роботах [1, 2, 3], при курсо-повітряному зчисленні координат місцеположення БПЛА з прийнятною для практики точністю можуть бути використані такі навігаційні рівняння щодо приведених координат  $R_N(t)$  и  $R_E(t)$ :

$$\dot{R}_N(t) = V_N(t) C_1 [\varphi(t), h(t)] ;$$

$$\dot{R}_E(t) = V_E(t) C_2 [\varphi(t), h(t)] , \quad (35)$$

де  $R_N(t) = [\varphi(t) - \varphi_{II}] R_3 ;$

$$R_E(t) = [\lambda(t) - \lambda_{II}] R_3 ; \quad (36)$$



$$C_1[\varphi, h] = \frac{R_3}{a} [1 + e^2(1 - 1,5 \sin^2 \varphi(t)) - h(t)/a]; \quad (37)$$

$$C_2[\varphi, h] = \frac{R_3}{a \cos \varphi(t)} [1 - 0,5 e^2 \sin^2 \varphi(t) - h(t)/a];$$

$\varphi(t), \lambda(t)$  – географічні широта та довгота;  $h(t)$  – висота польоту над поверхнею земного еліпсоїда;  $\varphi_{II}, \lambda_{II}$  – координати заданої точки в районі польотів;  $R_3$  – константа, прийнята рівною радіусу земної сфери;  $V_N(t), V_E(t)$  – проекції шляхової швидкості БПЛА на горизонтальні осі географічного тригранника;  $a, e^2$  – велика піввісь і квадрат ексцентриситету прийнятого для навігації земного еліпсоїда.

Поточні складові шляхової швидкості  $V_N(t), V_E(t)$  задовольняють таким співвідношенням:

$$V_N(t) = V_{\text{ПОВИТ}N}(t) + V_{\text{ВІТРУ}N};$$

$$V_E(t) = V_{\text{ПОВИТ}E}(t) + V_{\text{ВІТРУ}E}, \quad (38)$$

де  $V_{\text{ПОВИТ}N}(t)$  і  $V_{\text{ПОВИТ}E}(t)$  – проекції повітряної швидкості БПЛА на осі  $N$  і  $E$ ;  $V_{\text{ВІТРУ}N}$  і  $V_{\text{ВІТРУ}E}$  – горизонтальні складові швидкості вітру.

Узагальному випадку вирази для горизонтальних складових повітряної швидкості мають вигляд [4]:

$$V_{\text{ПОВИТ}N}(t) = V_{\text{ПОВИТ}}(t) \{ \cos \vartheta(t) \cos \psi_H(t) \cos \alpha(t) \cdot \cos \beta(t) + [\sin \psi_H(t) \sin \gamma(t) + \cos \psi_H(t) \cdot \cos \gamma(t) \sin \vartheta(t)] \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + [\cos \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \cdot \sin \gamma(t) - \sin \psi_H(t) \cos \lambda(t)] \sin \beta(t) \}; \quad (39)$$

$$V_{\text{ПОВИТ}E}(t) = V_{\text{ПОВИТ}}(t) \{ \cos \vartheta(t) \sin \psi_H(t) \cos \alpha(t) \cdot \cos \beta(t) + [\sin \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \cos \gamma(t) - \cos \psi_H(t) \cdot \sin \gamma(t)] \sin \alpha(t) \cos \beta(t) + [\cos \psi_H(t) \sin \gamma(t) + \sin \psi_H(t) \sin \vartheta(t) \sin \gamma(t)] \sin \beta(t) \},$$

де  $V_{\text{ПОВИТ}}(t)$  – поточна повітряна швидкість;  $\psi_H(t), \vartheta(t), \gamma(t)$  – поточні кути істинного курсу, тангажу і крену;  $\alpha(t), \beta(t)$  – поточні кути атаки і ковзання.

Кути атаки і ковзання можуть бути визначені непрямим методом на підставі вимірювань прискорень БПЛА та апіорної інформації про коефіцієнти аеродинамічних сил за такими формулами [8]:

$$\alpha = -(a_{y1}/a_{x1}^* + K_0)(1 + c_y^\alpha/c_x) ^{-1};$$

$$\beta = -a_{z1} / a_{x1}^* (1 + c_z^\beta / c_x)^{-1} ; (|\alpha| < 10^\circ, |\beta| < 10^\circ) ; \quad (40)$$

$$a_{x1}^* = a_{x1} - P / m ,$$

де  $a_{x1}, a_{y1}, a_{z1}$  – складові прискорення, що визначається акселерометрами, які встановлені по зв'язаних осях поблизу центра массБПЛА;  $P, m$  – тяга та массаБПЛА;  $c_{y0}, c_{x0}, c_y^\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}, c_z^\beta = \frac{\partial c_z}{\partial \beta}, c_x = c_x(c_y)$  – аеродинамічні коефіцієнти;  $K_0 = c_{y0} / c_{x0}$  – аеродинамічна якість БПЛА, що відповідає нульовому куту атаки ( $\alpha = 0$ ).

Інформація про поточні значення повітряної швидкості, кутів тангажу і крену надходять від відповідних датчиків. Поточна оцінка кута істинного курсу  $\psi_H(t)$  визначається за формулою виду:

$$\psi_H(t) = \psi_M(t) + \delta_M , \quad (41)$$

де  $\psi_M(t)$  – значення магнітного курсу;  $\delta_M$  – величина магнітного схилення.

У свою чергу, для розрахунку поточної оцінки магнітного курсу використовується формула виду:

$$\psi_M(t) = \arctg(-f_1 / f_2) , \quad (42)$$

$$\text{де } f_1 = H_{y1}(t) \sin \gamma(t) + H_{z1}(t) \cos \gamma(t) ;$$

$$f_2 = H_{x1}(t) \sin \vartheta(t) - H_{y1}(t) \cos \vartheta(t) \sin \gamma(t) + H_{z1}(t) \sin \vartheta(t) \sin \gamma(t) ; H_{x1}(t), H_{y1}(t),$$

$H_{z1}(t)$  – поточні оцінки проекцій вектора напруженості магнітного поля Землі на осі в'язаної з БПЛА системи координат, що надходять від трьохкомпонентного магнітометра.

### Основні похибки курсо-повітряного зчислення координат БПЛА

Похибки курсо-повітряного зчислення координат БПЛА залежать як від похибок розрахунку поточних складових шляхової швидкості  $V_N(t)$  і  $V_E(t)$  за показаннями курсо-повітряних датчиків, так і від похибок чисельного інтегрування навігаційних рівнянь (35). У свою чергу, похибки розрахунку поточних значень  $V_N(t)$  і  $V_E(t)$  обумовлені як похибками курсо-повітряних

датчиків, так і неточністю задавання оцінок горизонтальних складових швидкості вітру.

Аналіз показує, що найбільший вплив на точність розрахунку поточних складових шляхової швидкості мають систематична похибка вимірювання кута істинного курсу  $\delta\psi_H$  і похибки задання оцінок горизонтальних складових швидкості вітру  $\delta V_{ВІТРУ\ N}$  і  $\delta V_{ВІТРУ\ E}$ .

### Неінваріантна компенсаційна схема комплексної обробки навігаційної інформації

У неінваріантній компенсаційній схемі комплексної обробки навігаційної інформації від курсо-повітряних датчиків і ІНС, ключова роль відводиться процедурі нелінійної дискретної фільтрації. Однак, процедура фільтрації використовується тільки для корекції та екстраполяції оцінок приведених координат місцеположення БПЛА  $R_N$  і  $R_E$  з використанням позиційної інформації від ІНС і інформації від курсо-повітряних датчиків. Поправки ж до вимірювань кута істинного курсу  $\Delta\psi_{III}$  і до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості вітру  $\Delta V_{ВІТРУ\ N}$  і  $\Delta V_{ВІТРУ\ E}$  оцінюються на початковому етапі польоту і періодично уточнюються з використанням спеціальних процедур на основі швидкісної інформації від ІНС.

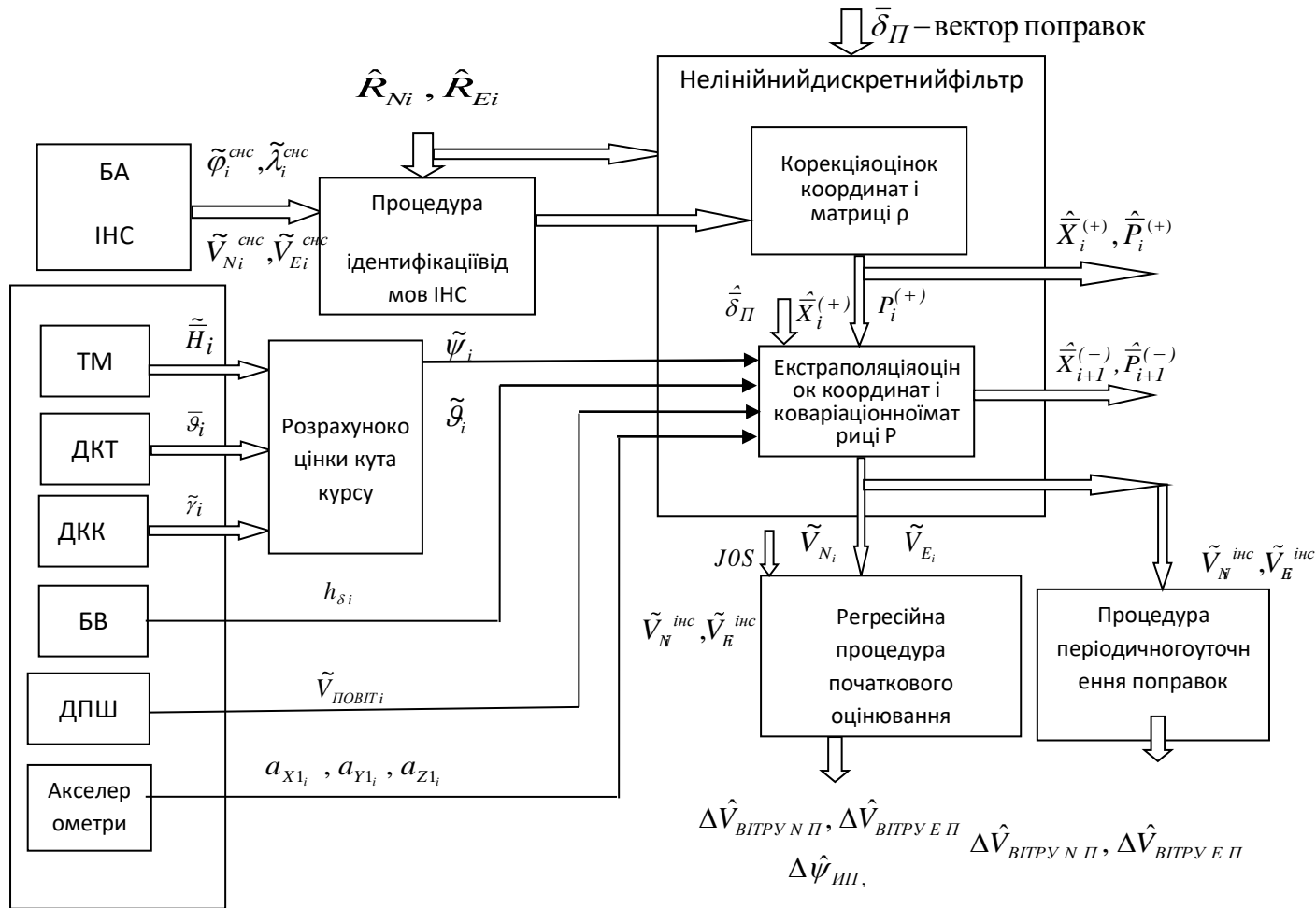


Рис. 2.4.1. Неінваріантна компенсаційна схема комплексної обробки навігаційної інформації

Схема комплексної обробки навігаційної інформації, що приведена на рис. 2.4.1, включає обробку інформації за неінваріантною компенсаційною схемою з додатковою регресійною процедурою для оцінки на початковому етапі впливу поправок за курсом і складовим швидкості стаціонарного вітру, а також з додатковою процедурою періодичного уточнення початкових похибок горизонтальних складових швидкості вітру.

Оновлення вихідної інформації курсо-повітряних датчиків і ІНС відбувається з однаковим кроком  $\Delta t = 0,1$  с. На кожному кроці обробки навігаційної інформації, крім першого, проводиться перевірка умови нормальної роботи ІНС

$$\left| \hat{R}_{Ni} - \tilde{R}_{Ni}^{IHC} \right| + \left| \hat{R}_{Ei} - \tilde{R}_{Ei}^{IHC} \right| < \Delta R_D, \quad (43)$$

де  $\hat{R}_{Ni}$ ,  $\hat{R}_{Ei}$  – оцінки наведених координат, що екстрапольовані з попереднього кроку;  $\tilde{R}_{Ni}^{CHC}$ ,  $\tilde{R}_{Ei}^{IHC}$  – поточні оцінки координат, що розраховані за позиційною інформацією від ІНС;  $\Delta R_D$  – заданий допуск.

При виконанні умови (42) у фільтрі здійснюється корекція поточних оцінок координат і коваріаційної матриці похибок оцінок

$$\begin{aligned}\hat{X}_i^{(+)} &= \hat{X}_i^{(-)} + K_i (\bar{Y}_i - \hat{X}_i^{(-)}); \\ P_i^{(+)} &= (E_2 - K_i H) P_i^{(-)}, i = 1, 2, \dots,\end{aligned}\quad (44)$$

де  $\hat{X}_i = (\hat{R}_{Ni}, \hat{R}_{Ei})^T$ ;  $\bar{Y}_i = (\tilde{R}_{Ni}^{IHC}, \tilde{R}_{Ei}^{IHC})^T = \bar{X}_i + \bar{\eta}_i$ ;  $\bar{\eta}_i$  – вектор-стовпчик випадкових похибок вимірювань з коваріаційною матрицею  $R$ ;

$K_i = P_i^{(-)} H^T (H P_i^{(-)} H^T + R)^{\oplus}$  – матричний коефіцієнт посилення фільтру;

$H = E_2$  – одинична матриця  $2 \times 2$ ;

$P_i$  – коваріаційна матриця похибок оцінок;

$\oplus$  – символ псевдообернення матриці методом Гревілья;

“–” і “+” – індекси величин “до” и “після” корекції.

#### Екстраполяція оцінок координат і коваріаційної матриці

На кожному кроці обробки інформації незалежно від факту справності ІНС виконується операція екстраполяції оцінок координат і коваріаційної матриці  $P$ . В основу операції екстраполяції координат можуть бути покладені різні методи чисельного інтегрування рівнянь (37).

Для методу Ейлера екстраполяція виконується відповідно до формули:

$$\hat{R}_{li+1} = \hat{R}_{li} + f_{li} \Delta t, l = N, E, i = 1, 2, \dots, \quad (45)$$

$$\text{де } f_{Ni} = \hat{V}_{Ni} C_1(\hat{\phi}_i, \tilde{h}_i); f_{Ei} = \hat{V}_{Ei} C_2(\hat{\phi}_i, \tilde{h}_i); \hat{\phi}_i = \phi_{II} + \hat{R}_{Ni} / R_3. \quad (46)$$

Поточні оцінки складових шляхової швидкості розраховуються за формулами (38), в яких складові повітряної швидкості визначаються виразами (39) (де в правій частині підставлені результати вимірювань  $\tilde{V}_{ПОВTi}$ ,  $\tilde{\gamma}_i$ ,  $\tilde{\alpha}_i$ ,  $\tilde{\beta}_i$ ,  $\tilde{\vartheta}_i$ ,  $\hat{\psi}_{IIi} = \tilde{\psi}_{IIi} + \Delta \hat{\psi}_{II}$ ), а оцінки горизонтальних складових швидкості вітру приймаються у вигляді

$$\hat{V}_{ВИРУli} = \hat{V}_{ВИРУli}^{(0)} + \Delta \hat{V}_{ВИРУli}, l = N, E, \quad (47)$$

де  $\hat{V}_{ВІТРУ\ l}^{(0)}$ ,  $l = N, E$  – початкові оцінки складових швидкості вітру;

$\Delta\hat{\psi}_{\Pi\Pi}$ ,  $\Delta\hat{V}_{ВІТРУ\ l\Pi}$ ,  $l = N, E$  – оцінки відповідних поправок.

Для методу Адамса 4-го порядку на перших трьох кроках екстраполяція координат виконується за формулою (45), а кожен наступний крок екстраполяції розбивається на два підкроки. На першому підкроці з використанням екстраполяційної формули Адамса розраховуються попередні оцінки координат

$$\hat{R}_{li+1}^{\Pi} = \hat{R}_{li} + \frac{\Delta t}{24}(55f_{li} - 59f_{li-1} + 37f_{li-2} - 9f_{li-3}), l = N, E. \quad (48)$$

На другому підкроці з використанням інтерполяційної формули Адамса знаходяться остаточні оцінки координат

$$\hat{R}_{li+1}^K = \hat{R}_{li} + \frac{\Delta t}{24}(9f_{li+1}^* + 19f_{li} - 5f_{li-1} + f_{li-2}), l = N, E, \quad (49)$$

де  $f_{li+1}^*$ ,  $l = N, E$  – розраховуються за формулами (47) з урахуванням того,

що  $\hat{R}_{N+1} = \hat{R}_{N+1}^{\Pi}$ .

Екстраполяція коваріаційної матриці  $P$  виконується за формулою виду:

$$P_{i+1} = \Phi_i P_i \Phi_i^T + Q_i, \quad (50)$$

де  $\Phi_i = E_2 + \frac{\partial \bar{f}_i}{\partial \bar{X}_i} \Delta t$  – перехідна матриця, що відповідає лінеаризованому

представленню операції екстраполяції координат;

$Q_i$  – коваріаційна матриця випадкових похибок екстраполяції;  $\bar{f}_i$  – вектор правих частин рівнянь (35).

#### Обчислення поправок

На початковому етапі польоту БпЛА при нормальній роботі ІНС оцінюється вектор-стовпчик поправок  $\bar{\delta}_{\Pi} = (\Delta\psi_{\Pi}, \Delta V_{ВІТРУ\ N\Pi}, \Delta V_{ВІТРУ\ E\Pi})^T$  з використанням швидкісної інформації від ІНС:

$$\hat{\bar{\delta}}_{\Pi} = -G_V^{\oplus} \bar{d}_V, \quad (51)$$

де

$$G_V = \begin{pmatrix} B_1 \\ B_2 \\ \vdots \\ B_{NП} \end{pmatrix} ; \quad \bar{d}_V = \begin{pmatrix} \tilde{V}_1 - \tilde{V}_1^{IHC} \\ \tilde{V}_2 - \tilde{V}_2^{IHC} \\ \vdots \\ \tilde{V}_{NП} - \tilde{V}_{NП}^{IHC} \end{pmatrix} ; \quad \bar{V}_i = (V_{Ni}, V_{Ei})^T ;$$

$$B_i = \begin{pmatrix} -\tilde{V}_{ПОВИi} \cos \tilde{\vartheta}_i \sin \tilde{\psi}_{Иi} & 1 & 0 \\ \tilde{V}_{ПОВИi} \cos \tilde{\vartheta}_i \cos \tilde{\psi}_{Иi} & 0 & 1 \end{pmatrix} ;$$

$$t_{i+1} - t_i = \Delta T_{П}, i = 1, 2, \dots, N_{П}.$$

При цьому поточні оцінки складових шляхової швидкості  $\tilde{V}_{Ni}$  і  $\tilde{V}_{Ei}$  розраховуються за формулою

$$\tilde{V}_{li} = \tilde{V}_{ПОВИi} + \hat{V}_{ВИПВl}^{(0)}, \quad l = N, E. \quad (52)$$

У свою чергу, для розрахунку  $\tilde{V}_{ПОВИl}, l = N, E$  використовуються формули (41), у які підставлені результати вимірювань  $\tilde{V}_{ПОВИi}, \tilde{\gamma}_i, \tilde{\alpha}_i, \tilde{\vartheta}_i, \tilde{\beta}_i, \tilde{\psi}_{Иi}$ .

При нормальній роботі ІНС отримані на початковому етапі польоту оцінки поправок до горизонтальних складових швидкості вітру періодично уточнюються за допомогою процедури виду:

$$\Delta \hat{V}_{ВИПВlП}^{(j+1)} = \Delta \hat{V}_{ВИПВlП}^{(j)} + \delta V_{lП}^{(j)}, \quad l = N, E, \quad (53)$$

$$\text{де } \delta V_{lП}^{(j)} = \frac{1}{N_B} \sum_{i=1}^{N_B} (\tilde{V}_{li} - \tilde{V}_{li}^{CHC}), \quad l = N, E ;$$

$\tilde{V}_{li}, \quad l = N, E$  – поточні оцінки складових шляхової швидкості, що отримані з урахуванням попередніх оцінок поправок;

$$t_{i+1} - t_i = \Delta T_B.$$

## 2.5. Результати математичного моделювання інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи

### Вихідні данні для математичного моделювання

Ефективність роботи запропонованої алгоритму комплексування курсо-повітряних датчиків і ІНС оцінювалась за допомогою математичного моделювання. При моделюванні задавався рух малого БПЛА на висотах 0 ... 1000 м зі швидкостями 40 ... 80 м/с на траєкторіях маневрів типу “змійка” і “коло” та використовувалася спрощена модель похибок

вимірювання істинного курсу, що включає систематичну і випадкову складові. Середньоквадратичні значення похибок курсо-повітряних датчиків задавалися такими:  $\sigma_{V_{ПОВИТ}} = 1$  м/с;  $\sigma_{\psi_{II}} = 2$  мрад;  $\sigma_h = 1$  м;  $\sigma_{\gamma} = \sigma_{\beta} = 3$  мрад, а зміщення показань датчиків  $\delta h_{\delta} = \pm 3$  м;  $\delta \psi_{II} = \pm 30$  мрад.

Середньоквадратичні значення позиційних і швидкісних похибок БА ІНС приймалися такими  $\sigma_R = 3$  м;  $\sigma_V = 0,03$  м/с.

Фактичні значення горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру в районі польотів варіювалися в межах  $\pm 20$  м/с, а їх початкові оцінки задавалися з похибками  $\pm 15$  м/с.

Крок обробки навігаційної інформації приймався рівним  $\Delta t = 0,1$  с, а параметри процедур (50) і (52):  $\Delta T_{II} = \Delta T_B = 5$  с,  $N_{II} = N_B = 10$ .

За допомогою регресійної процедури (50) на перших 50 сек польоту поправка до вимірювань кута курсу оцінювалася з похибкою не більше 3 мрад, а поправки до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру – з похибками не більше 0,3 м/с.

Для перевірки процедури (52) моделювалися стрибки вітру з амплітудами  $\pm 15$  м/с у задані дискретні моменти часу. Уточнені поправки до початкових оцінок складових швидкості вітру після стрибків ідентифікувалися з похибками не більше 0,2 м/с.

Після відключення (відмови) ІНС темп наростання похибок автономного курсо-повітряного зчислення координат в часі відповідав рівням точності настройки поправок (за курсом  $\pm 3$  мрад, за горизонтальними складовими стаціонарного вітру  $\pm 0,2$  м/с).

При кроці обробки  $\Delta t = 0,1$  с темп наростання суто обчислювальних похибок для методу Ейлера (11) був не вище 0,08 м/с, а для методу Адамса (14), (15) – не вище 0,06 м/с.



Зменшення кроку дискретності в  $m$  разів призводило до  $m$ -кратного зменшення відповідних значень темпу наростання обчислювальних похибок при зчисленні наведених координат місцеположення БпЛА.

#### Результати математичного моделювання

За допомогою регресійної процедури (50) на перших 50 сек польоту поправка до вимірювань кута курсу оцінювалася з похибкою не більше 3 мрад, а поправки до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру – з похибками не більше 0,3 м/с.

Для перевірки процедури (52) моделювалися стрибки вітру з амплітудами  $\pm 15$  м/с у задані дискретні моменти часу. Уточнені поправки до початкових оцінок складових швидкості вітру після стрибків ідентифікувалися з похибками не більше 0,2 м/с.

Таким чином, результати моделювання підтвердили працездатність і досить високу ефективність запропонованої модернізованої неінваріантної компенсаційної схеми комплексування курсо-повітряних датчиків і ІНС для малого БпЛА.

#### ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 2

Безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС) є важливою складовою сучасних літальних апаратів (ЛА), що дозволяють автономно визначати поточні параметри руху. Застосування різних методів обробки інформації, що надходить на борт ЛА, забезпечує її висока ефективність використання. Основними методами обробки інформації оптимальна фільтрація та оптимальне управління, що реалізується в сучасних ПНК. Найкращі результати підвищення якісних характеристик вимірювальних комплексів досягаються в системах зі структурною надмірністю. Структурна надмірність в ПНК це можливість отримання пілотажно-навігаційної інформації паралельно декількома засобами з використанням сигналів від приладів та вимірювальних систем, що входять до складу ПНК.

## РОЗДІЛ 3. Розроблення стартап проекту

### 3.1. Опис ідеї проекту

Розвиток БпЛА в світі відбувається у високому темпі та дуже поспішно. На сьогоднішній день стан БпЛА в Україні не розвинені виробничі потужності та мінімальне виробництво, але є досить гарні характеристики окремих зразків.

Розвиток створення БпЛА є проблемою, бо фінансування немає та передача інформації між БпЛА та наземним пунктом управління декілька спотворена не дивлячись на ландшафт і інші завади.

Щоб забезпечити необхідну точність та надійність функціонування в таких умовах перешкод як бортові системи зчислення координат БпЛА і знаходять собі застосування інерціальні та курсо-повітряні системи навігації. За умовами нормального функціонування ці системи забезпечують високоточну позиційно-швидкісну корекцію системи зчислення координат.

Комплексною обробкою інформації називають синтезом двох самостійних систем – інерціальну та курсо-повітряну навігаційні системи, що дозволяють компенсувати недоліки та об'єднати переваги, що є в кожній системі окремо.

Далі проаналізовано можливі напрямки застосування, а також описаний зміст ідеї.

Таблиця 3.1. Зміст ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування
Підвищення точності, та знання навігаційних параметрів інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи	Військова справа
	Метеослужба
	Екоконтроль
	Охорона природи

Отже можна стверджувати що алгоритм підвищення точності, надійності та знання навігаційних параметрів навігаційної інформації це перспективний напрям, бо жодна навігаційна система самостійно не зможе забезпечити всім вимогам за точністю, швидкістю, та завадозахищеності передачі інформації.

### 3.2. Технологічний аудит ідеї проекту

Нижче представлено список в якому проводиться реалізація ідеї проекту за допомогою аудиту технології:

1. Підвищення точності, надійності та знання навігаційних параметрів за допомогою поєднання інформації з датчиків (інерціальної та курсо-повітряної навігаційних систем);
2. Зменшення впливу складових шуму за допомогою впровадження алгоритмів фільтрації та компенсування похибок;
3. Синтез алгоритму комплексної обробки від курсо-повітряних датчиків БпЛА та ІНС за допомогою процедури нелінійної дискретної фільтрації, що використовується тільки для корекції та екстраполяції оцінок приведених координат місцеположення БпЛА;
4. Інтеграція алгоритму в реальні прилади за допомогою використання передових технологій виробництва.

Тобто цей проект можна реалізувати за рахунок впровадження нових алгоритмів фільтрації, синтезу алгоритму, що підійде для процедури нелінійної дискретної фільтрації та використання передових технологій виробництва.

### 3.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

В цьому розділі визначається ринкові можливості та загрози, що можуть допомогти або перешкодити реалізації проекту. Таким чином сплануємо напрям розвитку проекту.

Визначимо потенційні групи клієнтів, їх характеристики та сформуємо приблизний перелік вимог до товару:

1. Потреба, що формує ринок – отримання швидкості вітру у реальному часі;
2. Цільова аудиторія – приладо- та машинобудування, електроніка, ракетно- та авіапромисловість;
3. Відмінності у поведінці потенційних клієнтів – особливості, викликані зі специфікою проведення робіт, необхідність модифікування програм алгоритмічного забезпечення, інтеграція з існуючими системами;
4. Вимоги споживачів до товару – швидкість роботи, точність, надійність, можливість комплексування з іншими системами.

Нижче буде проведено факторів ризику та факторів можливостей впровадженого проекту та можлива реакція компанії на ці фактори.

Фактори загроз:

1. Конкуренція – немає;
2. Економічний стан країни – відмова від продукту;
3. Неналежна якість – відмова від продукту;
4. Поява модернізованої продукції – постійна модернізація згідно з вимогами ринку.

Фактори можливостей:

1. Збільшення попиту – підвищення виробництва;
2. Необхідність додати можливість розширення системи – компанія може створити додаткові можливості системи на замовлення;
3. Освоєння нових сфер – створення спеціальної групи;
4. Індивідуальне замовлення – оцінка затрат та погодження умов до можливого контракту.

Після проведення аналізу визначимо та обґрунтуємо перелік факторів конкурентоспроможності:

1. Надійність – використання алгоритму з високою точністю;
2. Простота – система стає більш привабливою;
3. Адаптивність – налаштування під конкретні задачі;
4. Швидкість – зменшення часу очікування;
5. Обслуговування – робота з відгуками клієнтів, вдосконалення відповідно до їх пропозицій та можливістю зниження ціни.

Отже через те, що є можливість отримати ресурси, за відносно короткий час, то за результатами аналізу було обрано альтернативною ринковою поведінкою – індивідуалізм.

### 3.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Першим кроком для розробки ринкової стратегії є визначення стратегії, що охоплює ринок, тобто описує цільові групи потенційних споживачів.

Таблиця 3.2. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачів сприйняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи (сегменту)	Інтенсивність конкуренції в сегменті	Простота входу у сегмент
1	Державні підприємства	Готові	Середній	Висока	Середня
2	Приватні підприємства	Готові	Високий	Висока	Складна
3	Ракетобудівництво	Готові	Високий	Середня	Складна
4	Авіапромисловість	Готові	Високий	Середня	Складна

5	Робототехні- ка	Не готові	Середній	Середня	Середня
---	--------------------	-----------	----------	---------	---------

Отже було обрано ті групи потенційних споживачів, що за результатами аналізу серед усіх існуючих у даному суспільному середовищі, більш за всіх потерпають від проблеми, на розв'язання якої спрямований проект, тобто підвищення точності та надійності навігаційних параметрів.

Далі була сформована базова стратегія, що потрібна для роботи в обраних сегментах.

Таблиця. 3.3. Визначення базової стратегії розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія охоплення ринку	Ключові конкурентоспр оможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Базова стратегія розвитку
Індивідуалізм	Стратегія недиферен- ційованого маркетингу	Адаптація до вимог ринку Використання новацій	Стратегія спеціалізації

Отже було виявлено, що на міжнародному ринку не існує конкурентів, що займають таку нішу. Тому стратегія була обрана такою – спеціалізація, спричинена відсутністю конкурентів на ринку.

На перших порах існування проекту доцільніше обрати стратегію спеціалізації та зайняти певну стабільну нішу на ринку.

Наступне завдання складається з визначення базової стратегії конкурентної поведінки:

1. Чи є проект «першопрохідцем» на ринку? – є;
2. Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих конкурентів? – буде шукати нових

споживачів;

3. Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента? – компанія буде вдосконалювати лише свій зразок;
4. Стратегія конкурентної поведінки? – стратегія виклику лідера.

Отже, оскільки проект є першопрохідцем та не має конкурентів, можна обрати стратегію виклику лідеру.

Це можливо за рахунок використання інноваційних методів підвищення точності та надійності алгоритмічного забезпечення.

На основі вимог споживачів з обраних сегментів до постачальника та продукту, а також в залежності від обраної базової стратегії розвитку та стратегії конкурентної поведінки розроблено стратегії позиціонування, що полягає у формуванні ринкової позиції.

Таблиця 3.4. Визначення стратегії позиціонування

№	Вимоги до товару цільової аудиторії	Базова стратегія розвитку	Ключові конкурентоспроможні позиції	Вибір асоціацій, які мають сформувати комплексну позицію проекту
1	Швидкість та точність роботи	Стратегія спеціалізації	Дослідження та розвиток	Високошвидкісна, легкість, надійність
2	Висока стабільність результатів	Стратегія спеціалізації	Якість	Високоточна

Вибраний конкретний сегмент, компанія має визначити для себе, спосіб проникнення на нього та здобути суттєві конкурентні переваги. А також потрібно дослідити своє місце на ринку.

### 3.5. Розроблення маркетингової програми стартап-проекту

Щоб сформуванати маркетингову концепцію потрібно визначити ключові переваги концепції потенційного товару компанії.

Таблиця 3.5. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яка пропонує товар	Ключові переваги на ринку
Необхідність отримання швидкості вітру в реальному часі	Надійна та відносно дешева система	Надійність, точність, малогабаритність, підтримка обслуговування

За результатами визначення переваг концепції товару можна створити цільову рекламу та цільове повідомлення для клієнта.

Далі потрібно сформуванати систему збуту. Вважається що ефективна система підібраних каналів збуту і методів, доводить товар до місця реалізації за дуже короткий термін та витрачає мінімально коштів.

1. Специфіка закупівельної поведінки цільових клієнтів – продаж;
2. Функції збуту, які має виконувати постачальник товару – повний супровід товару до замовника;
3. Глибина каналу збуту – нульового рівня;
4. Оптимальна система збуту – пряма.

Визначаємо концепцію маркетингових комунікацій:

1. Специфікація поведінки цільових клієнтів – зовнішні обставини, що спонукають споживача до пошуку рішення;
2. Клієнти користуються такими каналами комунікації – сайт виробника, реклама;
3. Для позиціонування обрані такі ключові позиції – легкість, доступність та висока швидкість;
4. Завдання рекламного повідомлення – донести можливість отримання прибутку за допомогою цього засобу;



5. Концепція рекламного звернення – показ можливості застосування та можливості даної системи.

Тобто маркетингові комунікації проходять через рекламу приладу в інформаційних ресурсах, які зв'язані зі сферою використання пристрою, на виставках, на сайті виробника, наукових конференціях. Ці оголошення показують унікальність продукції та її первинність на ринку.

### ВИСНОВКИ ДО РОЗДІЛУ 3

В даному розділі магістерської дисертації розроблено стартап-проект. В цьому розділі було освоєно теоретичну та практичну сторону застосування проекту, що понесло за собою пошук шляхів виходу продукту на ринок товарів, який залежить від наявності попиту на цей вид товару. Отже ідея, що розроблена може бути використана як бізнес-модель та може бути продана зацікавленим особам.

Визначення конкурентоспроможності проекту та аспекти, на які варто звернути увагу, можливо завдяки аналізу слабких та сильних сторін серед конкурентів. Був проведений технологічний аудит та аналіз ринкових можливостей. Ця ніша на ринку ніким ще не зайнята це показав аналіз попередньої характеристики потенційного ринку.

Під час огляду потенційних груп споживачів обрано державні та приватні підприємства. Щоб донести до майбутніх споживачів цей продукт потрібно провести доволі сильну рекламну кампанію.

## ВИСНОВКИ

Основні технічні характеристики БпЛА, що виробляються в Україні не поступають закордонним аналогічним виробникам. Але розвиток та виробництво цієї промисловості не виходить на державний рівень, а залишаються в розробці приватних компаній та ініціативу окремих любителів. Це вказує на те, що ринок безпілотників є перспективним, але не освоєним практично на території нашої країни.

Проведено детальний огляд літератури, що стосується інтегрованих інерціально-курсо-повітряних навігаційних систем та безпілотних літальних апаратів, а також аналіз їх сучасного стану, перспектив розвитку та типового складу навігаційного обладнання БпЛА, описані відомі алгоритми комплексної обробки навігаційної інформації в навігаційних комплексах.

Далі був проведений детальний опис математичних моделей інерціальної та курсо-повітряної системи, моделі їх похибок та порівняння різних систем комплексування. Розроблена методика математичного моделювання інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи і на його основі отримані задовільні результати, що підтверджують ефективність запропонованого алгоритму роботи інерціально-курсо-повітряної навігаційної системи.

За допомогою регресійної процедури на перших 50 сек польоту поправка до вимірювань кута курсу оцінювалася з похибкою не більше 3 мрад, а поправки до початкових оцінок горизонтальних складових швидкості стаціонарного вітру – з похибками не більше 0,3 м/с.

Для перевірки процедури моделювалися стрибки вітру з амплітудами  $\pm 15$  м/с у задані дискретні моменти часу. Уточнені поправки до початкових оцінок складових швидкості вітру після стрибків ідентифікувалися з похибками не більше 0,2 м/с.

Таким чином, результати моделювання підтвердили працездатність і досить високу ефективність запропонованої модернізованої неінваріантної

компенсаційної схеми комплексування курсо-повітряних датчиків і ІНС для малого БпЛА.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. [https://bigenc.ru/technology\\_and\\_technique/text/4087725](https://bigenc.ru/technology_and_technique/text/4087725)
2. <https://avia.pro/blog/avtopilot-samolet>
3. <https://www.glonass-iac.ru/guide/navfaq.php>
4. <https://vertol.com.ua/catalog/katalog-ati/ati-dlya-otchestvennyh-vs/sistemy-bortovogo-oborudovaniya/pribornoe-9>
5. <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9C%D0%B0%D0%B3%D0%BD%D0%B8%D1%82%D0%BE%D0%BC%D0%B5%D1%82%D1%80>
6. <https://tehpribory.ru/glavnaia/pribory/magnitometr.html>
7. <https://edrid.ru/rid/218.016.78ba.html>
8. <https://smekni.com/a/158-2/opisanie-sistem-upravleniya-bespilotnymi-letatelnyimi-apparatami-2/>
9. <https://aviation21.ru/inercialnaya-navigacionnaya-sistema-dlya-bpla/>
10. [http://journal.almaz-antey.ru/jour/article/view/150?locale=ru\\_RU#](http://journal.almaz-antey.ru/jour/article/view/150?locale=ru_RU#)
11. [http://zbirnik\\_dndia.nau.edu.ua/arhive/Zbirnyk2016.pdf](http://zbirnik_dndia.nau.edu.ua/arhive/Zbirnyk2016.pdf)
12. <https://patentscope.wipo.int/search/ru/detail.jsf?docId=RU75879938&tab=PCTDESCRIPTION>
13. <https://patentscope.wipo.int/search/ru/detail.jsf;jsessionid=BF88CB5F63F5F91F4255B82649075A79.wapp1nC?docId=RU92356634&tab=PCTDESCRIPTION>
14. <https://avia.pro/blog/iai-bird-eye-400>
15. <https://avia.pro/blog/supervisor-sm-2b-tehnicheskie-harakteristiki-foto>
16. <https://avia.pro/blog/4k-albatros>
17. Лямин А.Н., Нечаев Р.А., Шведов А.В., Перепелицин А.В., Самарцева А.П., Беляев А.Б. Методические указания к мульти-видео курсу «Мультироторный беспилотник своими руками» проекта «Универсариум» дополнительного образования детей научно-технической направленности: Учебно-методическое издание – М.: МАТИ, ЦТПО, 2014, 4 части, 101 с.

18. Фомина И.А. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук «Метод тестирования устойчивости телекоммуникационной системы управления беспилотных летательных аппаратов к воздействию сверхкоротких электромагнитных импульсов»
19. Полынкин А.В. «Исследование характеристик радиоканала связи с беспилотными летательными аппаратами»
20. Кореванов С.В., Казин В.В. «Анализ проблем эксплуатации навигационных систем беспилотных летательных аппаратов на высоких широтах»
21. Захарин Ф.М. Методы и алгоритмы прикладного анализа. Выпуск 2. Статистическая фильтрация. –К., КВВАИУ, 1978, 148 с.
22. Синеглазов В.М., Захарин Ф.М. Теоретические основы проектирования интегрированных навигационных комплексов беспилотных летательных аппаратов / Киев. “Освіта України”, 2015. – 341 с., Захарін Ф.М., Пономаренко С.О., Карнаух Т.І. Неінваріантна компенсаційна схема комплексування інерціальних датчиків первинної інформації з бортовим навігаційним коректором літального апарату. – К.: Збірник наукових праць ДНДІА. Вип. 12(19), 2015. – С. 78-84. URL.:
23. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкин М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник. – К.: Книжкове видавництво НАУ, 2005. – 316с. ISBN 966-598221-4